

Федеральное государственное автономное  
образовательное учреждение  
высшего образования  
«СИБИРСКИЙ ФЕДЕРАЛЬНЫЙ УНИВЕРСИТЕТ»

Институт космических и информационных технологий  
институт

Межинститутская базовая кафедра  
«Прикладная физика и космические технологии»  
кафедра

УТВЕРЖДАЮ  
Заведующий кафедрой  
\_\_\_\_\_ В.Е. Косенко  
подпись инициалы, фамилия  
« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2019 г.

**МАГИСТЕРСКАЯ ДИССЕРТАЦИЯ**

«Разработка автономного источника бесперебойного  
питания постоянного тока»  
тема

27.04.03 Системный анализ и управление  
код и наименование направления подготовки

27.04.03.06 Основы проектирования космических аппаратов  
код и наименование программы

Научный руководитель	_____	Профессор МБК ПФиКТ, д-р техн. наук	_____
	подпись, дата	должность, ученая степень	И.Я. Шестаков инициалы, фамилия
Выпускник	_____		_____
	подпись, дата		К.Н. Виноградов инициалы, фамилия
Рецензент	_____	Заведующий кафедры ЛА СибГУ, д-р техн. наук, профессор	_____
	подпись, дата	должность, ученая степень	А.Е. Михеев инициалы, фамилия
Нормоконтролер	_____		_____
	подпись, дата		Е.С. Сидорова инициалы, фамилия

Красноярск 2019г.

Федеральное государственное автономное  
образовательное учреждение  
высшего образования  
«СИБИРСКИЙ ФЕДЕРАЛЬНЫЙ УНИВЕРСИТЕТ»

Институт космических и информационных технологий  
институт

Межинститутская базовая кафедра  
«Прикладная физика и космические технологии»  
кафедра

УТВЕРЖДАЮ  
Заведующий кафедрой  
\_\_\_\_\_ В.Е. Косенко  
подпись инициалы, фамилия  
« 25 » января 2018 г.

**ЗАДАНИЕ**  
**НА ВЫПУСКНУЮ КВАЛИФИКАЦИОННУЮ РАБОТУ**  
**в форме магистерской диссертации**

«            »            2018г.

## РЕФЕРАТ

Выпускная квалификационная работа по теме: «Разработка автономного источника бесперебойного питания постоянного тока» содержит 73 страницы текстового документа, 28 рисунков, 7 таблиц, 2 приложения, 32 использованных источника.

КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ, СИСТЕМА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ, АККУМУЛЯТОРНАЯ БАТАРЕЯ, МАХОВИК, АВТОНОМНЫЙ ИСТОЧНИК.

Объект исследования – автономный источник бесперебойного питания с аккумуляторными батареями на вращающейся платформе.

Цель ВКР – повышение энерго-массовых характеристик системы электропитания перспективных космических аппаратов (СЭП КА).

Задачи ВКР:

- исследовать основные схемы энергетических установок СЭП КА;
- проанализировать основные типы источников и накопителей электроэнергии, используемых в системах электропитания;
- разработать математическую модель автономного источника бесперебойного питания постоянного тока, применяемого для обеспечения пикового потребления энергии в составе СЭП КА.

В результате выполнения ВКР были проанализированы основные схемы систем электропитания, а также типы источников и накопителей электроэнергии на борту КА. По результатам анализа разработана математическая модель автономного источника бесперебойного питания постоянного тока, применяемого для обеспечения пикового потребления энергии в составе СЭП КА и определены основные энерго-массовые характеристики установки.

Практическая значимость заключается в применении математической модели автономного источника бесперебойного питания для разработки прототипа модуля системы электропитания с увеличенными энерго-массовыми характеристиками.

## СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	6
1 Общие сведения о системе электропитания космического аппарата.....	7
1.1 Структурная схема системы электропитания.....	9
1.2 Основные принципы построения и особенности функционирования систем электропитания.....	13
1.3 Энергопреобразующая аппаратура системы электропитания.....	17
1.4 Выводы по главе 1.....	19
2 Источники электроэнергии на борту космического аппарата.....	21
2.1 Солнечные батареи как первичный источник электроэнергии.....	21
2.2 Топливные элементы.....	24
2.3 Термоэлектрические преобразователи.....	26
2.4 Термоэмиссионные преобразователи.....	27
2.5 Источники на основе ядерной энергии.....	28
2.6 Накопители электрической энергии.....	29
2.7 Литий-ионные аккумуляторы.....	31
2.8 Выводы по главе 2.....	38
3 Автономный источник бесперебойного питания постоянного тока.....	39
3.1 Энергобаланс системы электропитания.....	39
3.2 Конструктивно-компоновочная схема и принцип действия автономного источника бесперебойного питания.....	46
3.3 Математическая модель автономного источника бесперебойного питания постоянного тока.....	54
3.4 Оценка сил, действующих на ионы при вращении установки.....	58
3.5 Обеспечение теплового режима работы установки.....	61
3.6 Выводы по главе 3.....	64
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	64
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ.....	66
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ.....	67
ПРИЛОЖЕНИЕ А.....	71
Общий вид автономного источника бесперебойного питания.....	71
ПРИЛОЖЕНИЕ Б.....	72
Общий вид корпуса.....	72

## ВВЕДЕНИЕ

Система электропитания (СЭП) предназначена для снабжения всех систем космических аппаратов (КА) электроэнергией. Конструктивное исполнение СЭП на борту определяет внешний вид, а также срок активного существования спутника на орбите, его функциональные возможности, надежность, массогабаритные и экономические показатели. Масса бортовой СЭП непилотируемых аппаратов составляет в среднем 25% от массы, объема и до 30% от стоимости спутника в целом. Выход из строя данной системы влечет за собой выход из строя всего космического аппарата [1 - 3].

Для выполнения требований, предъявляемых к СЭП перспективных КА, необходимо реализовать ряд технических предложений. К ним относятся:

- повышение гарантированных удельных характеристик элементов системы электропитания в конце срока активного существования;
- переход на элементы нового типа;
- повышение ресурса и стойкости СЭП при воздействии факторов космического пространства.

Необходимость решения этих вопросов с целью совершенствования системы электропитания КА обуславливает актуальность данной работы.

Целью магистерской диссертации является повышение энерго-массовых характеристик СЭП перспективных космических аппаратов.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующий ряд задач:

- исследовать основные схемы энергетических установок СЭП КА;
- проанализировать основные типы источников и накопителей электроэнергии, используемых в СЭП КА;
- разработать математическую модель автономного источника питания, применяемого для обеспечения пикового потребления энергии в составе СЭП КА.

## **1 Общие сведения о системе электропитания космического аппарата**

СЭП предназначена для непрерывного обеспечения бортовых подсистем спутника электроэнергией с требуемым качеством напряжения в течение срока активного существования (САС) (12-15 лет) лет штатного функционирования на различных типах орбит, а также на всех этапах работы спутника [1; 4; 5; 6; 7; 8; 9]:

- во время испытаний при наземной подготовке;
- на участке выведения на орбиту;
- во время начальных режимов ориентации.

Эта система включает в себя источники электроэнергии, средства автоматики ответственные за нормальное функционирование системы на всех участках полета в штатных и аварийных ситуациях, и элементы конструкции аппарата, необходимые для размещения источников энергии.

На различных этапах существования КА потребности в электроэнергии существенно отличаются. Основная электрическая нагрузка включается после выведения КА на орбиту. Однако на участке выведения на КА могут включаться электрообогреватели приборов, работа которых планируется сразу после выведения КА на орбиту.

Основными полезными видами энергии, которые используются на борту, являются электрическая, механическая, тепловая и световая [1; 2; 4; 5; 9; 12]. Разнообразная бортовая аппаратура потребляет главным образом электрическую энергию. Солнечное излучение - это единственный первичный источник, энергия которого может быть непосредственно преобразована во все полезные виды энергии.

На рисунке 1.1 представлены основные типы источников энергии и пути преобразования различных видов энергии в электрическую.

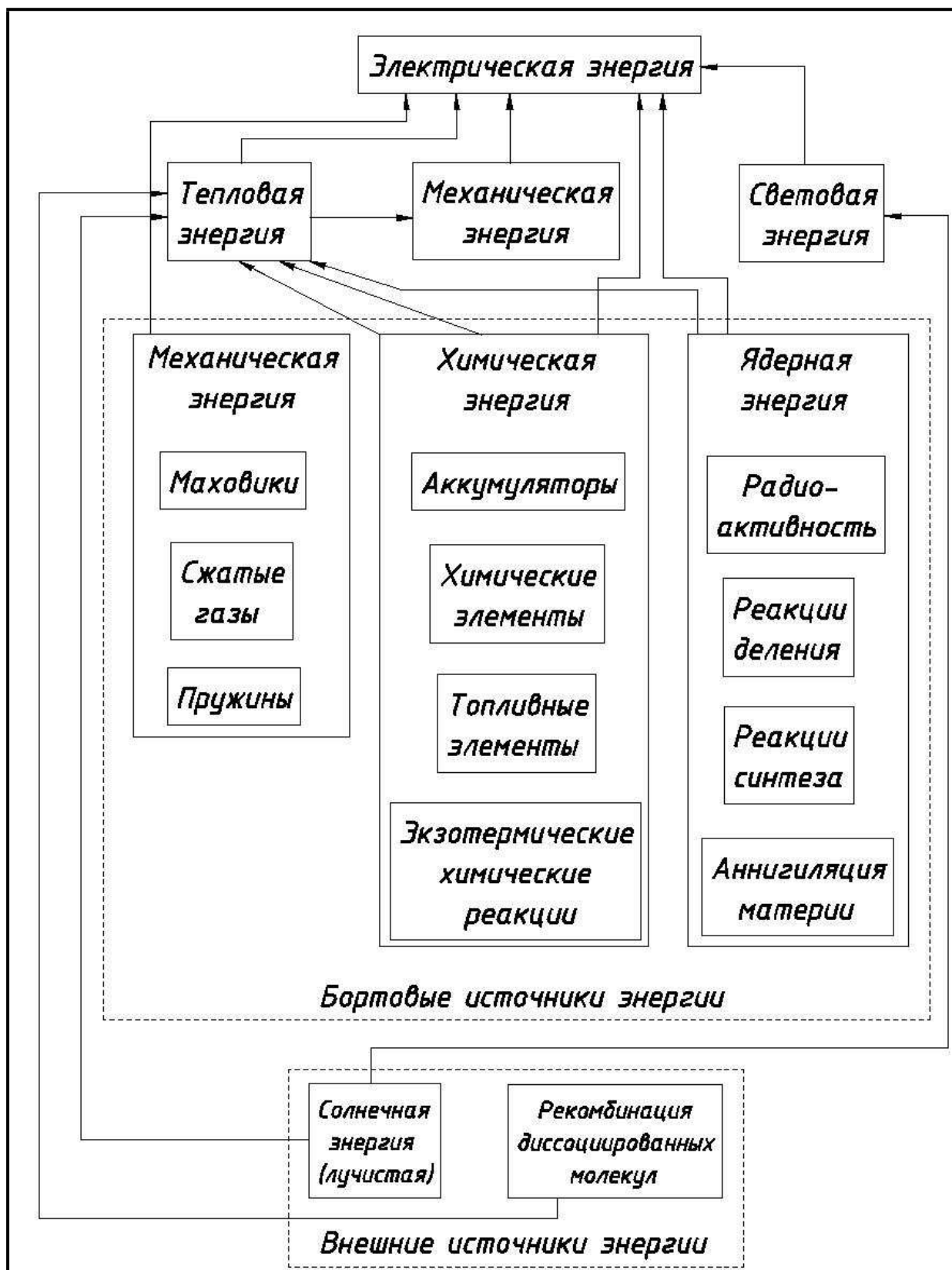


Рисунок 1.1 – Типы источников энергии



## **1.1 Структурная схема системы электропитания**

Потребители электроэнергии на борту КА:

- аппаратура полезной нагрузки;
- аппаратура КИС;
- электромеханические системы;
- двигатели коррекции;
- блоки управления подсистем КА и датчики;
- нагреватели.

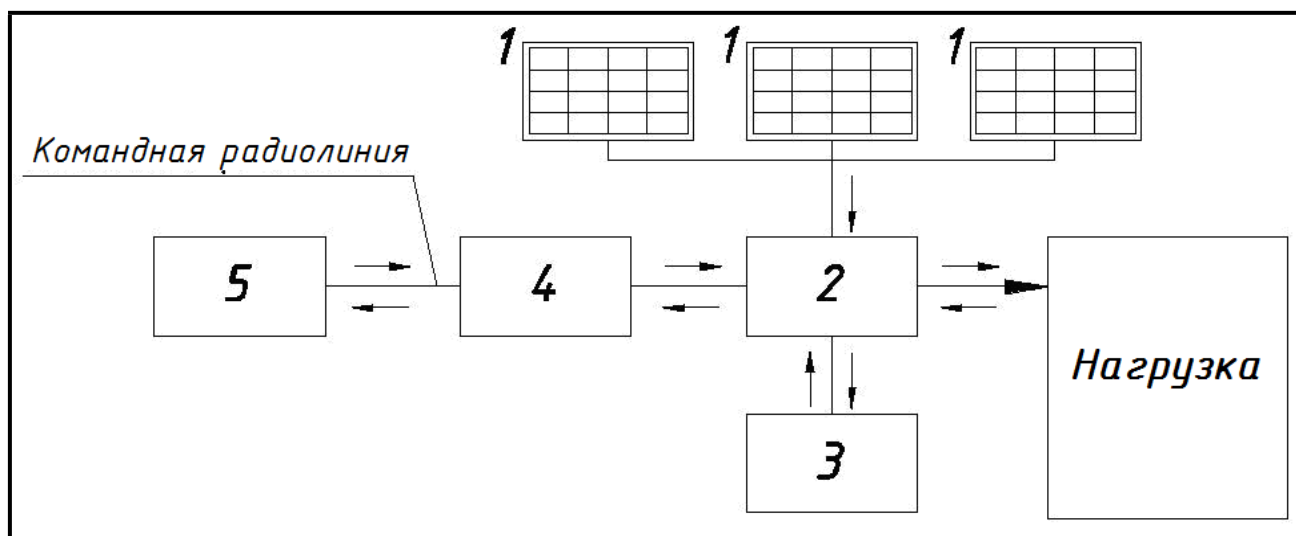
СЭП генерирует энергию, преобразует, регулирует и запасает её для периодов пикового потребления или работы в тени, а также распределяет энергопотоки по космическому аппарату. СЭП может также преобразовывать и регулировать напряжение или обеспечивать ряд уровней напряжений. Она часто включает и выключает аппаратуру и, для повышения надёжности, защищает от короткого замыкания и изолирует неисправности. Конструктивное исполнение СЭП зависит от факторов космического пространства, от потребляемой мощности на борту и времени службы аппарата.

Состав системы электропитания:

- солнечная батарея (БС);
- комплект из двух аккумуляторных батарей (АБ);
- комплекс энергопреобразующий (КЭП);
- блок питания модуля служебных систем;
- прибор контроля и защиты аккумуляторных батарей (ПКЗ АБ);
- программное обеспечение системы электропитания (ПО СЭП);
- бортовая кабельная сеть.

Данная структура обеспечивает заданные энергетические характеристики, а также реализацию ряда необходимых сервисных функций, в обеспечение эффективности и ресурса.

На рисунке 1.2 представлена типовая схема системы электропитания КА из комбинации солнечных батарей и химических аккумуляторов в качестве накопителей энергии [1; 4; 5; 6; 8; 9].



- 1 - генератор (солнечная батарея); 2 - комплекс энергопреобразующий (КЭП);  
 3 - блок аккумуляторных батарей; 4 - бортовой комплекс управления;  
 5 - наземный комплекс управления

Рисунок 1.2 – Типовая схема СЭП КА

В состав первичного источника входит генератор электроэнергии, а также обслуживающие его системы, например система ориентации солнечных батарей.

Эффективность системы электропитания во многом зависит от ее структурной схемы, которая реализуется подсистемой электроники и автоматики СЭП.

Представленная СЭП КА имеет два основных режима работы:

- режим ориентации солнечной батареи на Солнце с  $\cos\theta = 1$ . При этом обеспечивается большая сила тока. БС обеспечивает как питание бортовой аппаратуры, так и заряд АБ, который прекращается по сигналу, формируемому аккумулятором. Стабильное напряжение на выходе солнечной батареи поддерживается с помощью регулятора, который ограничивает мощность БС;

- режим работы СЭП при затенении солнечных батарей или при большом токе нагрузки. Мощность нагрузки обеспечивается за счет энергии, запасенной в накопителе.

Контроль за АБ осуществляется по глубине разряда и напряжению на каждом аккумуляторе батареи [13, 14]. При достижении пороговых глубин разряда или напряжения подается сигнал в систему управления КА.

Регулирование электроэнергии на борту КА определяется используемым источником энергии. Задачи управления энергией разделяются на три большие группы и решаются специальным устройством - КЭП [1 ; 4 ; 5]:

- управление солнечной батареей;
- регулирование напряжения на выходной шине;
- управление зарядом аккумуляторной батареи.

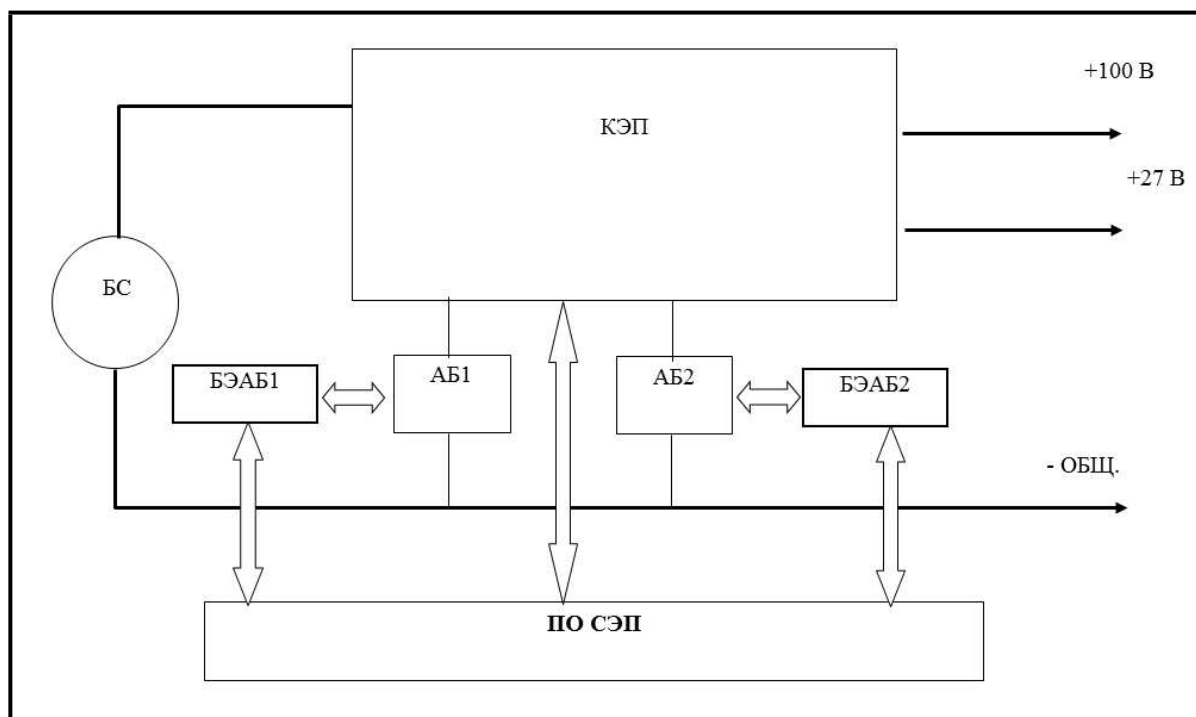


Рисунок 1.3 – Схема взаимодействия КЭП с элементами СЭП

На рисунке 1.3 представлена схема взаимодействия КЭП с элементами СЭП КА. Целевая аппаратура получает напряжение 100 В, а на служебной шине питания формируется 27 В.

На рисунке 1.4 представлена схема КЭП, выполненного по традиционной схемотехнике с разрядным устройством.

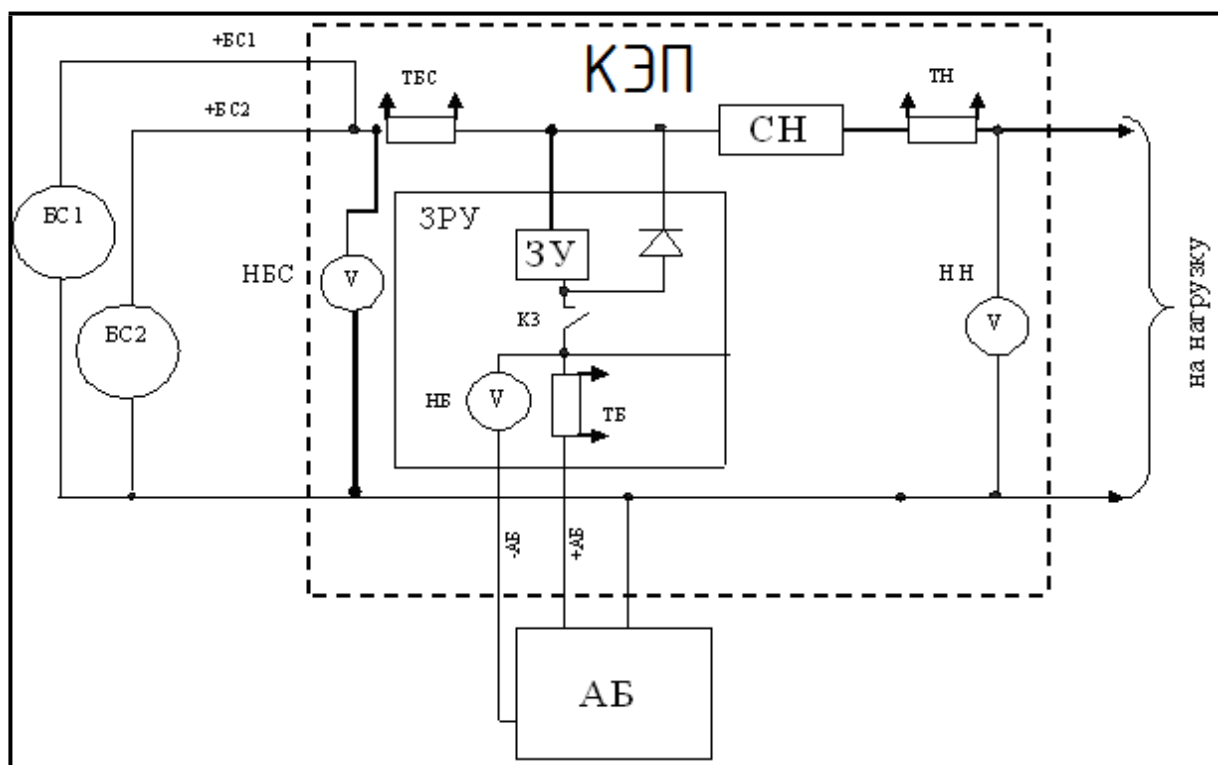


Рисунок 1.4 – Схема взаимодействия КЭП с элементами СЭП

КЭП выполняет следующие функции:

- стабилизация напряжения на выходных шинах СЭП;
- формирование сигналов на отключение потребителей при снижении напряжения энергопитания ниже допустимого значения;
- обеспечение заряда АБ избытком мощности БС с заданным ограничением тока;
- обеспечение защиты АБ от перезаряда;
- формирование сигнала РРУ в БУ БКУ о начале потребления электропитания с АБ;
- обеспечение телеметрического контроля основных параметров и исполнения команд управления.

Номинальная выходная мощность, обеспечиваемая КЭП, должна быть достаточна для функционирования СЭП.

В составе СЭП имеются токосъемные устройства солнечной батареи и система контроля АБ, которая является составной частью БКУ. Токосъемные устройства конструктивно располагаются в механических приводах вращения БС, которые являются составной частью системы ориентации и стабилизации.

Прибор контроля и защиты литий-ионных аккумуляторных батарей предназначен для:

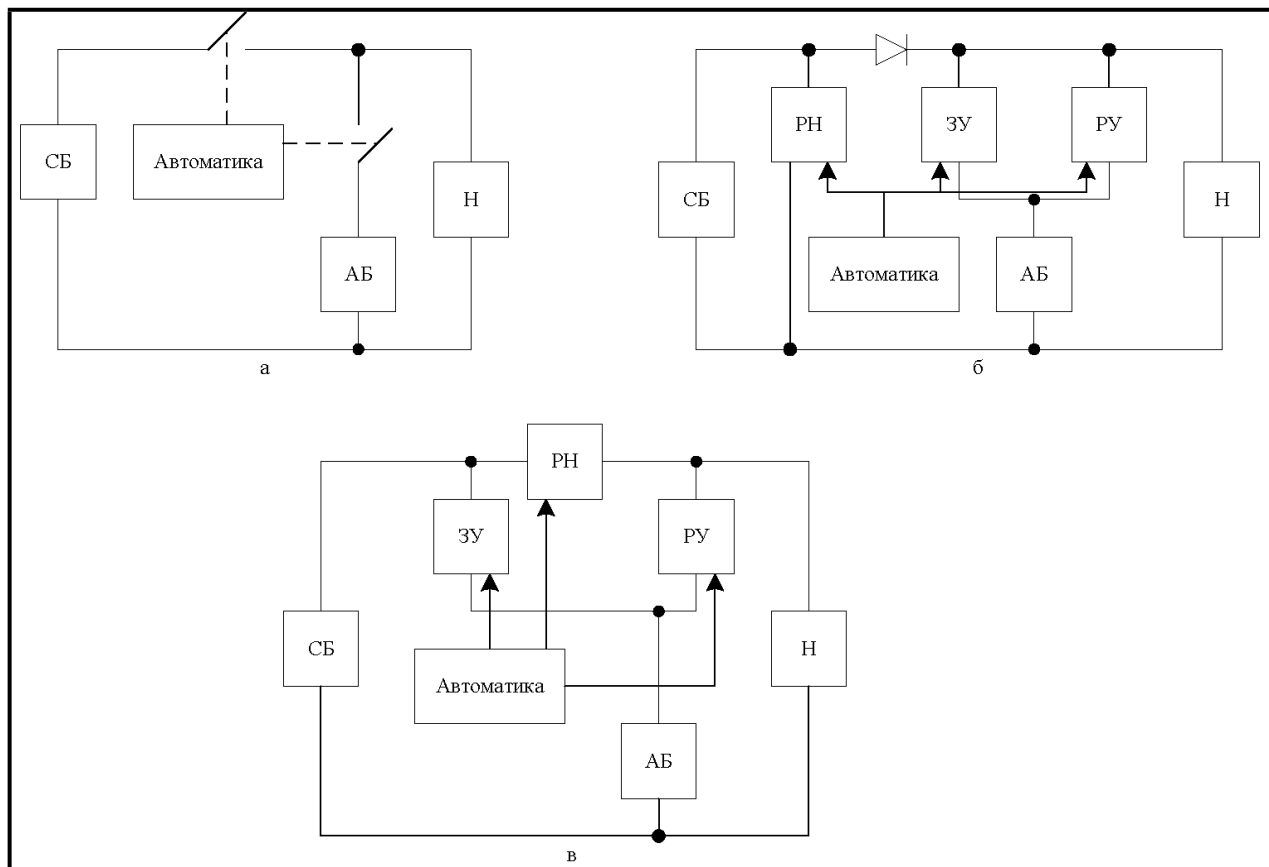
- приема команд управления от БИВК по МКО и их исполнения;
- приема и исполнения команд управления с аппаратным действием;
- измерения аналоговых параметров двух АБ (АБ<sub>1</sub> и АБ<sub>2</sub>), преобразования и передачи результатов измерений в БИВК по МКО;
- преобразования и передачи сигнальной ТМ - информации в БИВК по МКО;
- выдачи сигналов в энергопреобразующую аппаратуру.

ПО СЭП предназначено для реализации алгоритмов контроля работы составных частей СЭП.

## **1.2 Основные принципы построения и особенности функционирования систем электропитания**

При создании КА применяются различные структурные схемы СЭП, которые представлены на рисунках 1.5, 1.6.

Одной из первых была реализована структура СЭП с силовыми шинами первичного источника питания, накопителя энергии и нагрузки, представленная на рисунке 1.5, а. В такой системе напряжение на солнечной батарее и на выходной шине питания нагрузки (Н) определяется напряжением АБ. Указанное обстоятельство не позволяет оптимизировать работу БС при изменении условий ее эксплуатации и значительной нестабильности выходного напряжения системы электропитания [1; 2; 5].



а) с общими силовыми шинами; б) параллельная; в) параллельно-последовательная

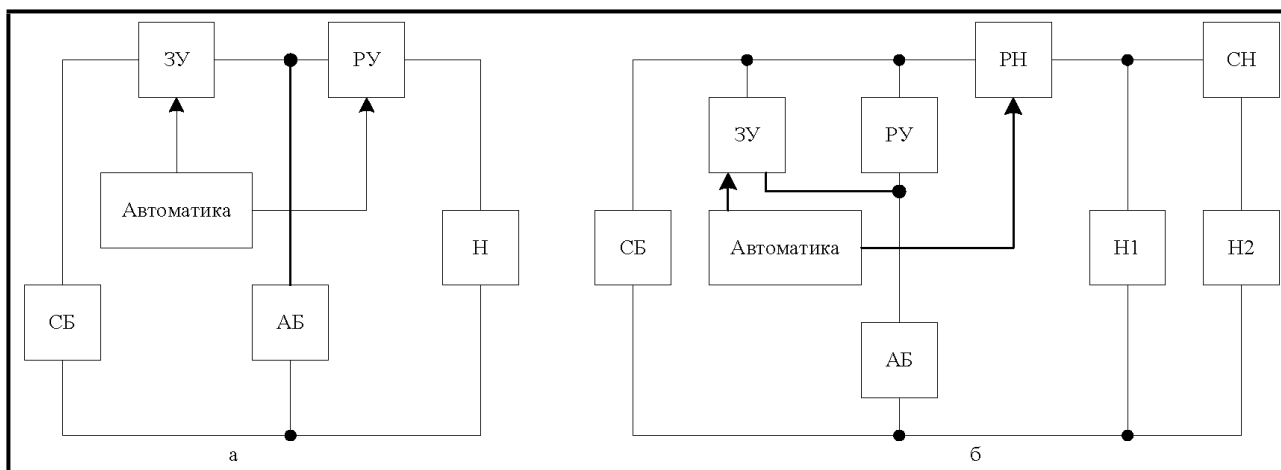
Рисунок 1.5 – Различные варианты схем СЭП

Рост числа задач и их усложнение привели к использованию централизованных систем электропитания с отдельными силовыми шинами БС - АБ – Н, представленных на рисунках 1.5, б, в, 1.6, которые согласовывают режимы источников энергии с нагрузкой. Данное решение существенно повышает энергетическую эффективность, снижает массу СЭП и увеличивает ресурс КА [1]. В СЭП дополнительно введены преобразующие устройства. К ним относятся: зарядные устройства (ЗУ), разрядные устройства (РУ) и регуляторы напряжений (РН).

К недостаткам СЭП параллельной структуры относится «жесткая» связь в одном направлении (через диод) шин БС и нагрузки. Указанное обстоятельство

резко снижает управляемость системы, так как не позволяет регулировать напряжение БС в оптимальной рабочей точке при изменении условий эксплуатации, таких как температура, освещенность и т.п. [5; 9].

В СЭП параллельно-последовательной структуры шины источников энергии и нагрузки разделены между собой преобразующими устройствами. В таком варианте возможно перераспределение потоков энергии в системе по любому алгоритму и закону. СЭП становится полностью управляемой.



а) последовательное соединением ЗУ и РУ; б) подключение ЗУ и РУ к шине БС

Рисунок 1.6 – Структурные схемы СЭП с отдельными силовыми шинами

На рисунке 1.6, а представлена последовательная структура СЭП. При этом варианте передача энергии от БС в нагрузку всегда осуществляется через два преобразующих устройства (ЗУ и РУ), поэтому ее использование возможно только на КА с резко-переменными графиками нагрузки и значительными теневыми участками. К таким спутникам относятся непилотируемые КА, на которых большая часть энергии должна сначала запасаться в АБ, а затем передаваться в нагрузку [1; 2; 5].

На рисунке 1.6, б представлена схема СЭП с подключением ЗУ и РУ к выходной шине БС, которую можно рассматривать как производную параллельно-последовательной структуры, изображенную на рисунке 1.5, в.

Отличие состоит в подключении выхода РУ к шине БС. Такое переключение выхода РУ с шины питания нагрузки на шину БС ведет к увеличению потерь энергии в СЭП, т.к. передача энергии от АБ в нагрузку осуществляется через два последовательно соединенных устройства - РУ и РН. В этом случае обеспечиваются более качественные параметры электропитания, поскольку один регулятор РН стабилизирует выходное напряжение. Стабилизатор напряжения СН обеспечивает электропитание дополнительной нагрузки  $N_2$  малой мощности с другим уровнем напряжения. Количество дополнительных стабилизаторов напряжения СН и шин питания бортовых потребителей с уровнем напряжения, отличающимся от значения основной стабилизированной шины питания нагрузки  $N_1$ , может быть произвольным.

Представленные выше структурные схемы являются упрощенными базовыми, которые уточняются при разработке структурно-функциональных схем и проведении энергетического расчета СЭП. При этом уточняется требуемое количество АБ и секций БС, учитывается целый ряд специфических требований конкретного КА, обусловленных его функциональным назначением, конструктивным исполнением, условиями терморегулирования и т.д.



### 1.3 Энергопреобразующая аппаратура системы электропитания

Энергопреобразующая аппаратура (ЭПА) - это совокупность устройств для автоматического управления работой СЭП КА и контроля ее параметров. Автоматика осуществляет поддержание параметров системы (напряжение, температура, давление и т.д.) в заданном диапазоне: переключения, связанные с изменением режима работы источников электроэнергии или их агрегатов, распознавание отказов и аварийную защиту источников, токовую защиту агрегатов системы электропитания и т.д. В критичных ситуациях возможен переход с автоматического управления системой на ручное и обратно [14; 15].

К энергопреобразующей аппаратуре относятся:

- датчики (чувствительные элементы, сигнализаторы);
- электронные блоки, обеспечивающие усиление, преобразование и обработку сигналов и команд;
- блоки электросиловой коммутации;
- исполнительные органы (клапаны, регуляторы).

БКУ передает в СЭП управляющие команды и принимает от нее сигналы, характеризующие состояние системы. Количество команд управления и сигналов диагностики определяется типом системы электропитания, устанавливаемой на борту КА, при этом принципы организации взаимодействия одинаковы для всех КА [4; 6; 8; 9].

Управление СЭП осуществляется по командам от наземного комплекса управления (НКУ). Для диагностики системы электропитания формируются признаки, по которым осуществляется [16]:

- отключение определенных нагрузок и их восстановление при снятии признаков, формируемых по сигналам от ПО СЭП;
- приведение системы управления в исходное (выключенное) состояние.

Режим «тестирования» является особым режимом взаимодействия системы управления с СЭП. В этом режиме осуществляется контроль запаса и восстановления емкости комплекта АБ. При этом, по командам с НКУ

производится принудительный разряд системы электропитания до формирования последнего сигнала ограничения нагрузки (ОН) [5].

После сравнения основных типов архитектур СЭП представим результаты в таблице 1.1.

Таблица 1.1 – Основные типы архитектур системы электроснабжения

Тип СЭП	Преимущества	Недостатки
Система с отслеживанием устройства отслеживания и выборки максимальной мощности солнечных батарей (РРТ)	Высокий КПД	Более сложный алгоритм управления
Система с прямой передачей электроэнергии от солнечных батарей:	Возможность рассеивания избыточной мощности непосредственно на БС	Возобновление избыточной мощности
Система без регулирования напряжения на шине питания	Мощность не тратится на контуры зарядки и контроля, поэтому больше мощности идет на нагрузку	Схема пригодна только для пико- и наноспутников
Схема с контролированием заряда батареи, но без регулирования напряжения на шине питания	Мощность не тратится на контуры зарядки и контроля, мощность идет на нагрузку	Схема пригодна только для пико- и наноспутников
Схема с контролированием заряда батареи, но без регулирования напряжения на шине питания	С помощью зарядного контура батареи защищены от перезарядки	ЗУ должно иметь входное напряжение большее, чем напряжение батареи при заряде
Схема с частичным регулированием напряжения на шине питания	Стабильное напряжение на нагрузке	Низкий КПД из-за потерь в повышающем преобразователе
Схема с полным регулированием напряжения на шине питания	Стабильное напряжение на нагрузке	Потери в преобразователе напряжения

На рисунке 1.7 представлена структурная схема ЭПА, в которой за счет отделения шины БС от нагрузки имеется возможность для оптимального регулирования напряжения на БС с обеспечением генерирования максимальной мощности на любом интервале ее эксплуатации с учетом деградации.

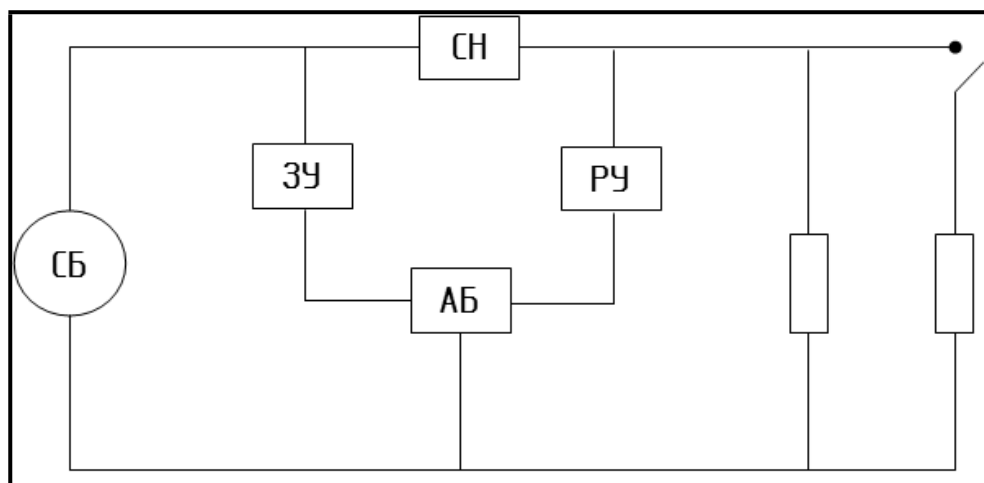


Рисунок 1.7 – Структурная схема ЭПА

Одновременно с этим применяется коммутация части секций БС (до 50 %), минуя стабилизатор напряжения, непосредственно на нагрузку, что снижает общие потери электроэнергии [3].

Для обеспечения совместной работы ЗУ, РУ и СН поле допуска по напряжению разбито на зоны, разделенные промежутками, исключающими наложение зон в процессе эксплуатации БС и АБ. В следствии этого обеспечивается раздельное подключение к работе разрядного устройства, зарядного устройства и стабилизатора напряжения при прохождении напряжения через поле допусков, а диапазон регулирования напряжения на нагрузке сужается до уровня  $U_n \pm 1 \%$ , где  $U_n = 27 \text{ В}; 100 \text{ В}$ .

На текущий момент в ЭПА перспективных КА используются новые технологии преобразования энергии. Трансформаторная гальваническая развязка между БС, АБ и нагрузкой на базе силовых инверторных модулей с бестоковой коммутацией позволяет обеспечивать независимое проектирование и оптимизацию солнечных и аккумуляторных батарей.

#### 1.4 Выводы по главе 1

1 Проанализированы основные схемы энергетических установок и функциональные узлы СЭП КА.

2 Выявлены преимущества и недостатки типовых схем регулирования СЭП КА:

- преимуществом схемы с последовательным типом регулирования является применение экстремального регулирования БС, которое позволяет максимально использовать заложенные ресурсы БС;

- к недостаткам схемы с последовательным типом регулирования относятся большие энергетические потери по сравнению с параллельным типом, которые незначительны на КА по мощности до 5 кВт;

- преимуществом схемы с параллельным типом регулирования является уменьшение энергетических потерь в сравнении с последовательным типом регулирования, которые для мощности 5-15 кВт КА могут быть значительными;

- к недостаткам схемы с параллельным типом регулирования относится неполное использование максимальной мощности БС.

## **2 Источники электроэнергии на борту космического аппарата**

Солнечные батареи являются основным источником тока и предназначены для генерации электрической энергии на освещенных участках орбиты в течение всего срока эксплуатации КА по целевому назначению.

Накопление электроэнергии обеспечивается с помощью аккумуляторной батареи. Также нашли применение накопители на основе маховиков, топливных элементов, термоэмиссионных или термоэлектрических преобразователей.

Рассмотрим более подробно применяемые типы генераторов и накопителей электроэнергии на борту КА.

### **2.1 Солнечные батареи как первичный источник электроэнергии**

БС представляют собой сложные электромеханические устройства, обеспечивающие электрическое соединение ФЭП, их размещение на единой несущей основе, прочность и устойчивость всей конструкции при вибрации и маневрах, размещение под обтекателем, возможность раскрытия, монтажа и ориентации в условиях космоса.

Солнечные батареи бывают ориентируемые и неориентируемые.

Ориентация БС может осуществляться по одной или двум координатам. Неориентируемые БС жестко крепятся к корпусу КА или являются составной частью корпуса КА.

В зависимости от механических характеристик несущей опоры, или подложки, БС разделяют на конструкции с жесткой, полужесткой и гибкой несущими поверхностями. Жесткая несущая конструкция БС выполняется в виде крыла, на которое накладываются ФЭП, имеет высокие резонансные частоты и малые прогибы панелей. Удельная мощность таких БС - 20-40 Вт/кг конструкции.

Основу БС составляют фотопреобразователи, обеспечивающие прямое преобразование солнечной энергии в электрическую. Фотопреобразователь - это базовая пластина из монокристалла полупроводника (кремния или арсенида галлия), на поверхности которой нанесен легирующий слой с противоположной проводимостью. При поглощении фотона возникают электрон и ион («дырка»), которые раздельно поступают на противоположные полюса зарядов, генерируя электрический ток.

Электрическая схема БС формируется в виде набора модулей, содержащих группу фотопреобразователей, соединенных по параллельно-последовательной схеме. Количество фотопреобразователей в последовательной цепи определяет величину требуемого выходного напряжения, в параллельной цепи – величину требуемой мощности. Это позволяет создавать БС с заданным значением выходной мощности и любой конфигурации. Электрический контакт фотопреобразователей в последовательных цепях обеспечивается путем взаимного припаивания их контактных полос, а между параллельными цепями – через проволочные контакты [4; 5; 13; 14; 15].

На рисунке 2.1 представлена модель КА с раскрытыми крыльями солнечных батарей. БС на основе арсенид-галлиевых фотопреобразователей в данной комплектации, в начале эксплуатации при рабочем напряжении 103 В, точной ориентации на Солнце и рабочей температуре на выходных соединителях, суммарно со всех панелей обеспечивает начальный ток не более 280 А. Тогда суммарная генерируемая мощность БС в данной конфигурации может составлять до 28840 Вт.

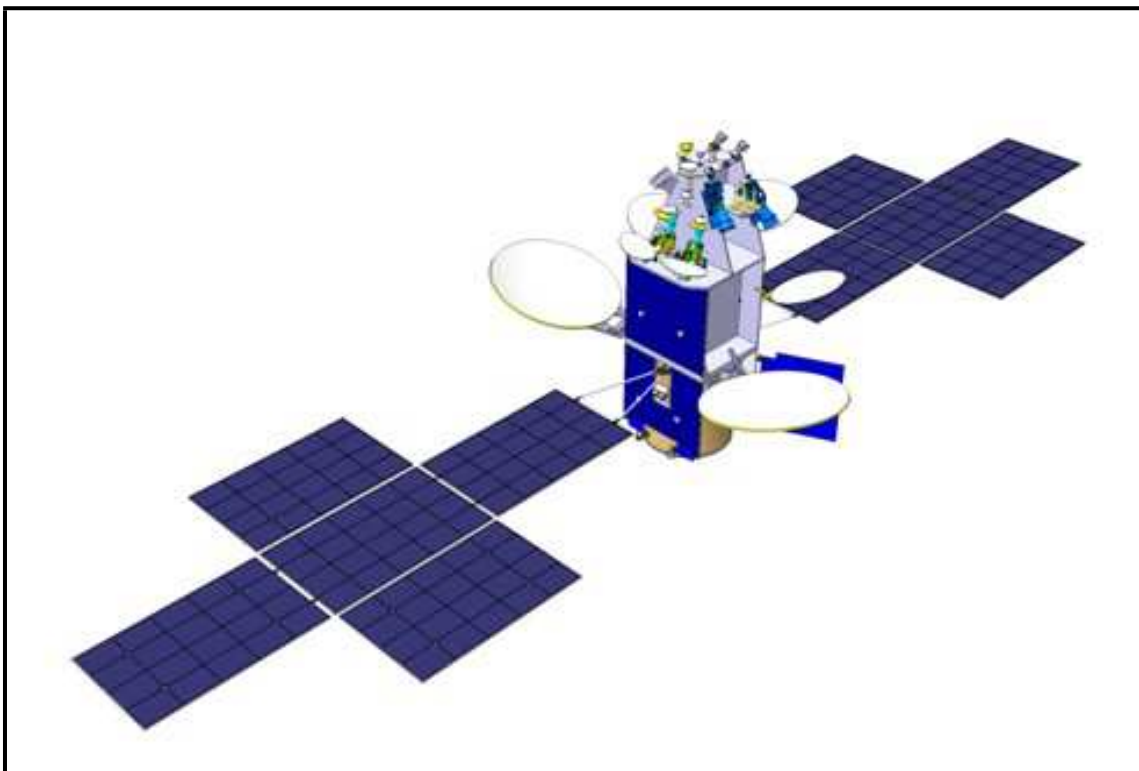


Рисунок 2.1 - Космический аппарат с раскрытыми крыльями БС

Выходная мощность БС зависит от ее площади  $F_{БС}$  и изменяется в процессе функционирования КА под воздействием факторов эксплуатации. К ним относятся: изменение температуры, напряжения, освещенности в течение витка и суток. Выходная мощность БС рассчитывается по формуле (1.1):

$$P_{БС} = P_{уд} \cdot K_d \cdot K_p \cdot K_{\tau} \cdot F_{БС}, \quad (1.1)$$

где  $P_{уд}$  – начальная удельная мощность БС, Вт/м<sup>2</sup>;

$K_k$  – коэффициент заполнения БС фотопреобразователями;

$K_d$  – коэффициент деградации мощности БС;

$K_{\tau}$  – коэффициент, учитывающий циклические изменения температуры, напряжения и освещенности;

$F_{БС}$  – площадь крыльев БС, м<sup>2</sup>.

К недостаткам применения солнечных батарей относятся:

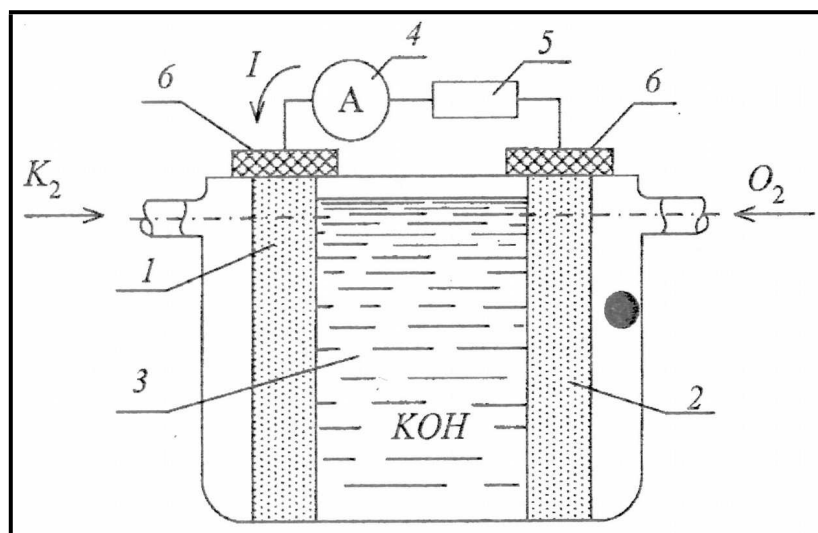
- ограничение габаритов панелей БС размерами зоны полезного груза под головным обтекателем ракеты-носителя;
- необходимость ориентации БС на Солнце;
- зависимость выходных характеристик БС от температуры ФЭП;
- периодичность работы солнечных батарей из-за наличия на орбите участков, затененных Землей, или из-за затенения элементами конструкции;
- метеорная эрозия, снижающая оптические свойства поверхности ФЭП;
- термические удары из-за глубокого охлаждения конструкции на затенённых участках орбиты или нагрева на освещённых и наоборот. Данное явление разрушает крепление отдельных элементов батареи;
- деградация ФЭП и понижение фотоЭДС при солнечных вспышках и при полёте в радиационных поясах Земли.

## **2.2 Топливные элементы**

Топливные элементы – это устройства, которые обеспечивают прямое преобразование химической энергии топлива в электрическую. В данных элементах энергия химических связей молекул и атомов топлива превращается в электрическую энергию [1; 4; 12; 17; 18].

На рисунке 2.2 представлен топливный элемент с использованием пары водород-кислород. При замыкании цепи между анодом и катодом возникает электрический ток  $I$ , который совершает работу на внешней нагрузке. Теоретическая разность потенциалов разомкнутой цепи или ЭДС водородно-кислородного топливного элемента составляет при нормальных условиях около 1,23...1,25 В.





1 - анод; 2 - катод; 3 – раствор электролита; 4 - амперметр;  
5 – внешняя нагрузка; 6 – клеммы

Рисунок 2.2 – Схема топливного элемента

Отличие топливных элементов от АБ:

- топливные элементы функционируют до тех пор, пока топливо поступает из внешнего источника;
- химический состав электролита не изменяется, поэтому топливные элементы не нуждаются в перезарядке.

В настоящее время топливные элементы классифицируются по типу применяемого топлива, типу и состоянию электролита, температуре и давлению рабочего процесса, виду используемых электродов и т.д.

В СЭП КА применяются водородно-кислородные, низко- и среднетемпературные топливные элементы со щелочным электролитом и ионообменными мембранами.

Теоретические размеры топливного элемента могут быть большими. На практике несколько элементов объединяются в небольшие модули (батареи), которые соединяются последовательно или параллельно.

### 2.3 Термоэлектрические преобразователи

Принцип действия термоэлектрического преобразователя основан на явлении возникновения контактной разности потенциалов – при нагревании одного конца проводника носители электричества перемещаются от нагретого конца к холодному, создавая разность потенциалов. Принцип действия поясняется на рисунке 2.3, а.

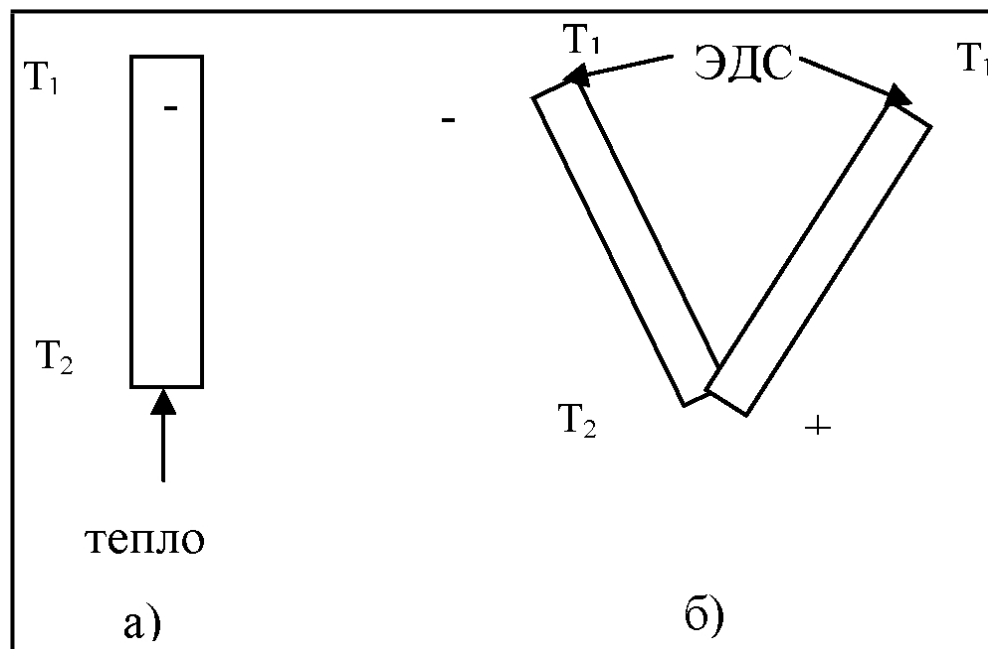


Рисунок 2.3 – Принцип действия термоэлемента

Для снятия разности потенциалов потребуется второй проводник, один конец которого также нагреется и в нем создастся разность потенциалов (см. рисунок 2.3, б). Если взять проводники из одинакового материала, то суммарная разность потенциалов всегда будет равна нулю. Проводники должны быть из разных материалов. Лучшая пара металлических материалов медь-константан имеет ЭДС 46,3 мВ при разности температур  $1000^\circ$  и КПД около 0,7%.

Наибольшую ЭДС в термоэлементе можно получить при использовании нескольких электродов с разными типами проводимости.

К термоэлектрическим высокотемпературным материалам относятся следующие системы: кремний-германий SiGe (n-типа), теллурид марганца MnTe (p-типа) и арсенид индия InAs (n-типа).

## **2.4 Термоэмиссионные преобразователи**

Принцип действия ТЭМП основан на том, что в двухэлектродном приборе горячий катод испускает электроны, которые пересекают небольшой межэлектродный промежуток и попадают на относительно холодный анод [1; 4; 12; 20]. Если катод и анод соединены внешней электрической цепью с нагрузкой, то электроны, поступающие на анод, будут через эту цепь возвращаться на катод, создавая на нагрузке падение напряжения.

На рисунке 2.4 представлен термоэмиссионный преобразователь, в котором катод является положительным выводом, а анод отрицательным для внешней цепи.

В термоэмиссионном генераторе происходит преобразование тепловой энергии, подводимой к катоду, в электрическую, выделяемую на внешнем сопротивлении  $R_H$ . При этом тепловая энергия расходуется на компенсацию потерь, обусловленных эмиссией электронов с катода, и на потери вследствие излучения, конвекции и теплопроводности.

ТЭМП изготавливаются вакуумными, газонаполненными и плазменными.

Вакуумные газонаполненные и плазменные ТЭМП используются в наземном оборудовании и в космической энергетике из-за их относительной простоты и высоких технико-экономических показателей.

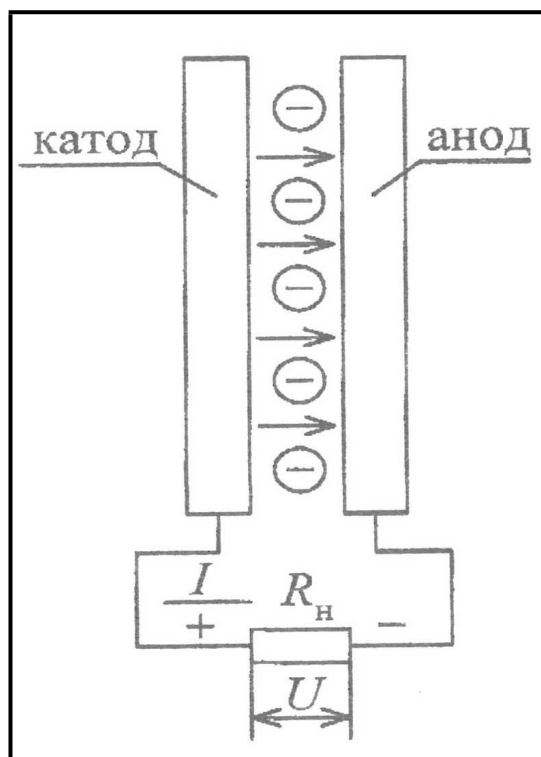


Рисунок 2.4 – Схема термоэмиссионного элемента

Одним из весомых достоинств ТЭМП при работе на околоземных орбитах является его независимость от теневых участков, что особенно важно на низких орбитах.

## 2.5 Источники на основе ядерной энергии

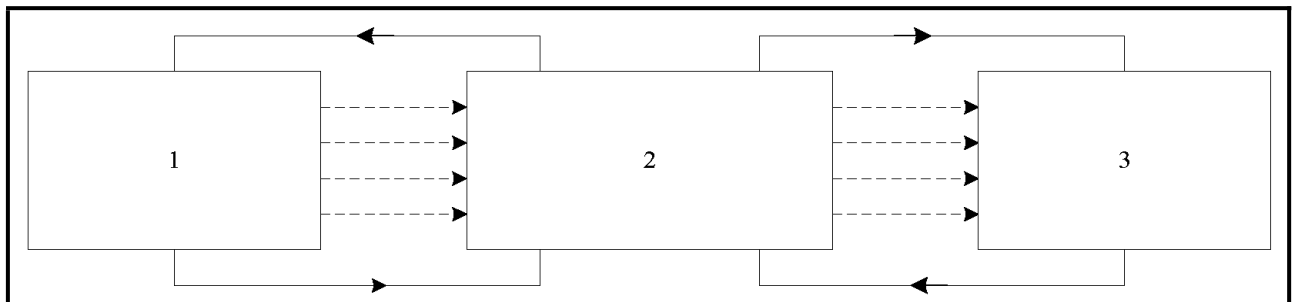
При работе КА по целевому назначению возникают условия, когда применение солнечных батарей становится затруднительным. В таком случае возникает потребность в других видах энергетических установок. В настоящее время разрабатываются и создаются высокотемпературные ядерные энергетические установки для производства тепловой и электрической энергии [2; 6; 8; 9; 14; 15].

Любой тип ядерных энергетических установок включает в себя три основных элемента:

1 источник первичной энергии - ядерный реактор;

2 преобразователь первичной энергии в электрическую;  
3 устройство для отвода части первичной энергии в окружающее пространство.

Широкое распространение получили ядерные энергетические установки, в которых первичной энергией является тепловая [14; 15]. Структурная схема ядерной энергетической установки представлена на рисунке 2.5.



1 - ядерный реактор, 2 - преобразователь тепловой энергии, 3 - устройство для отвода теплоты (холодильник - излучатель)

Рисунок 2.5 - Принципиальная схема ядерной энергетической установки

Сплошными линиями на рисунке обозначены подвод и отвод тепловой энергии с помощью контура теплоносителя. В схемах, где отсутствуют один или оба контура теплоносителя (штриховые линии), теплота непосредственно из источника передается в преобразователь и отводится вследствие теплопроводности соответствующих соединительных устройств.

## 2.6 Накопители электрической энергии

Основная задача накопителя в СЭП – обеспечить согласование графиков энергопотребления и энергопоступления. На рисунке 2.6 представлена схема взаимодействия накопителя с источником энергии и потребителями.

Накопитель применяется в качестве демпфирующего устройства, сглаживающего колебания мощности источника.

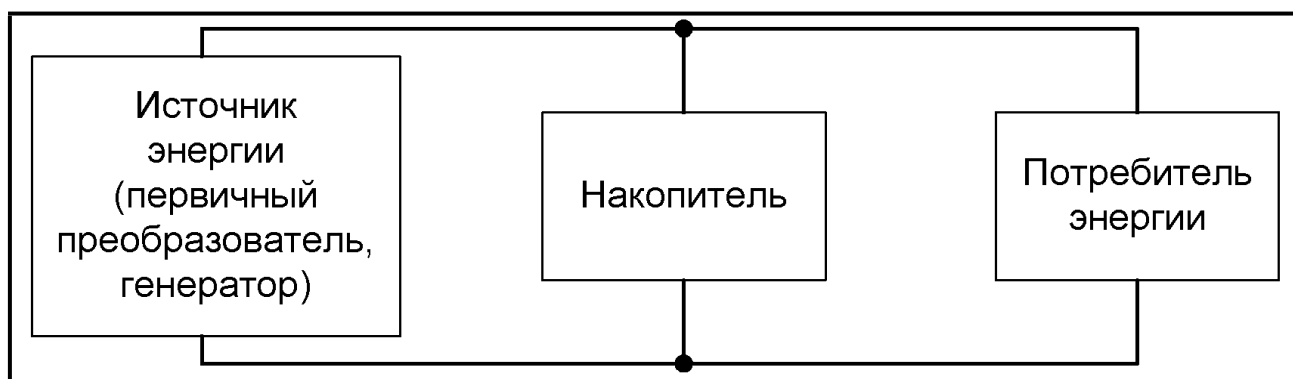


Рисунок 2.6 – Место накопителя энергии в СЭП КА

Накопители электрической энергии или вторичные источники являются неотъемлемой составной частью СЭП и разделяются [22 ; 23 ; 24]:

- по характеру протекания физических, химических и других процессов,
- по принципу действия,
- по конструктивному исполнению,
- по технологии изготовления.

СЭП на основе химических источников тока строится с использованием химических гальванических сухозаряженных элементов. Такая система энергоснабжения обеспечивает бортовую аппаратуру КА постоянным током на участке выведения, орбитальном полете, на участках спуска и после приземления.

Аккумуляторные батареи являются химическими источниками электрической энергии многократного использования в режимах заряда-разряда и предназначены для накопления энергии от БС и обеспечения энергопотребления бортовой аппаратуры:

- при превышении мощности, потребляемой бортовой аппаратурой КА относительно мощности БС;
- при выведении КА на орбиту;

- при прохождении КА теней Земли и Луны;
- при обеспечении пикового потребления бортовой аппаратуры;
- при отказах в управлении ориентацией;
- при проведении электрических испытаний спутника на этапе приемо-сдаточных испытаний.

Количество циклов заряда-разряда АБ определяется числом сеансов с пиковой нагрузкой и количеством витков с теневыми участками от Земли за срок активного существования КА и зависит от типа его орбиты, целевого назначения и режима эксплуатации.

АБ, устанавливаемые в СЭП КА, должны удовлетворять следующим требованиям:

- высокая надежность;
- длительный срок службы;
- небольшая деградация удельных характеристик при большом числе циклов заряда-разряда.

Одновременно с этим АБ должна быть работоспособной после воздействия механических нагрузок на участке выведения КА на орбиту, а также в процессе его штатного функционирования на орбите в достаточно широком интервале рабочих температур ( $-20...+40$  °С) при воздействии факторов космического пространства [1; 4; 6; 8; 9; 14; 15; 16].

В аккумуляторе осуществляется преобразование электрической энергии, подводимой к нему при заряде, в химическую энергию активного вещества (электролита) и обратно в электрическую в процессе разряда.

## **2.7 Литий-ионные аккумуляторы**

В основе работы литий-ионного аккумулятора (ЛИА) лежит принцип внедрения – извлечения ионов лития в обладающей определенной структурной матрице.

Такие матрицы выступают в качестве "хозяина", представляющего свободные пространства своей структуры "частью", которым является ион лития [3].

При этом гость – ион лития,  $\text{Li}^+$ , при осуществлении как заряда, так и разряда аккумулятора одновременно внедряется в одну из матриц и уходит из другой. При открытии данных структур их работа подобных называлась "кресло – качалка". Электролит выступает в качестве среды, через которую происходит перенос иона лития. Схема работы ЛИА представлена на рисунке 2.7.

На схеме представлено, что процесс не ограничивается переносом только иона лития. Одновременно в том же направлении происходит перенос электрона, так что убыль положительного заряда ( $\text{Li}^+$ ) на катоде компенсируется уходом электрона, а прибыль положительного заряда ( $\text{Li}^+$ ) на аноде – приходом электрона.

В процессе заряда ион лития покидает матрицу литий кобальт оксида и внедряется в углеродную матрицу. Во время разряда происходит обратный процесс.



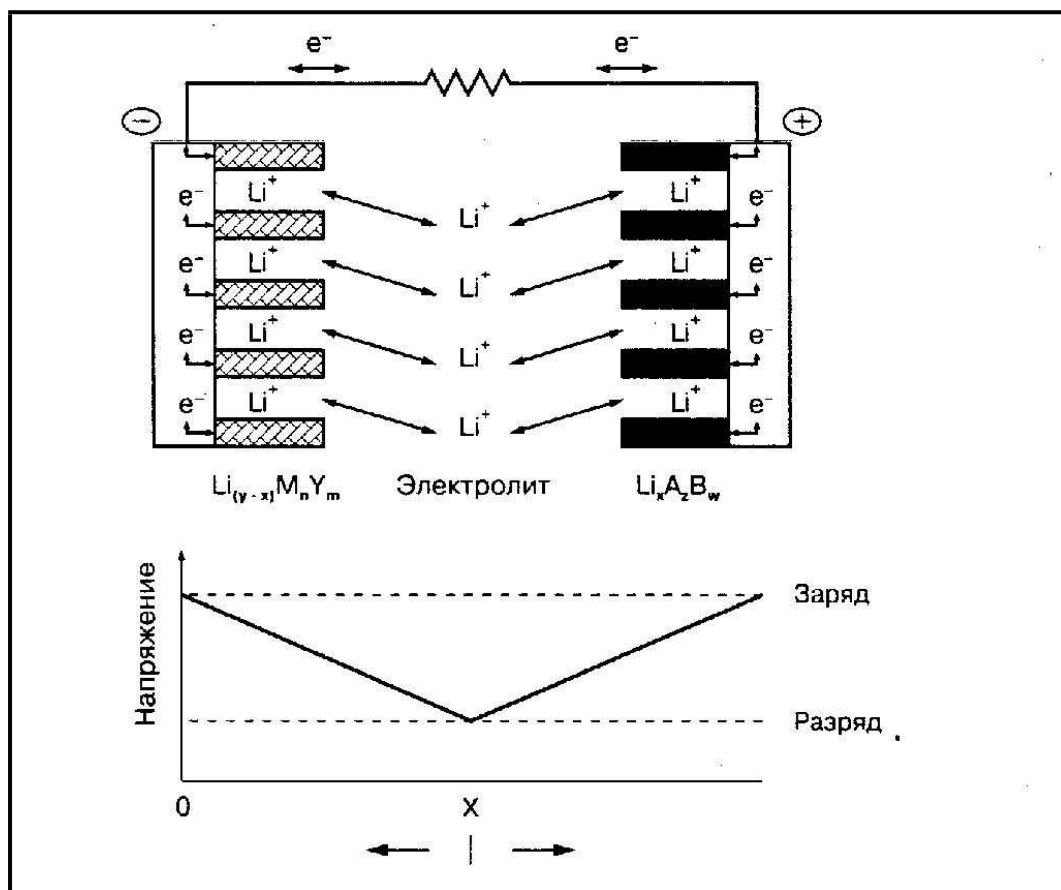


Рисунок 2.7 – Модель аккумулятора «кресло – качалка» и идеализированные профили напряжений заряда – разряда

Во время работы в штатном режиме при заряде литий-ионного аккумулятора его напряжение возрастает, что позволяет использовать величину этого напряжения для оценки степени его заряженности. В конце заряда никель-водородного аккумулятора одновременно с возрастанием напряжения происходит выделение тепла, рост температуры и давления в аккумуляторе, что наряду с напряжением используется для контроля уровня заряда и его гарантированного ограничения для исключения отказа [25].

На рисунке 2.8 представлена модель изменении потенциала электродов ЛИА в режиме разряда – заряда. Из рисунка видно, что ЭДС ЛИА имеет величину порядка 4 В, а рабочее напряжение меняется в пределах 4 – 2 В. Более значительное изменение потенциала в ходе разряда – заряда испытывает отрицательный (углеродный) электрод, его значение колеблется в пределах 0 -

8 В, менее значительное – положительный электрод (литий кобальт оксидный), для него изменения потенциала не превышает 1 В и лежит в пределах 4 – 3 В.

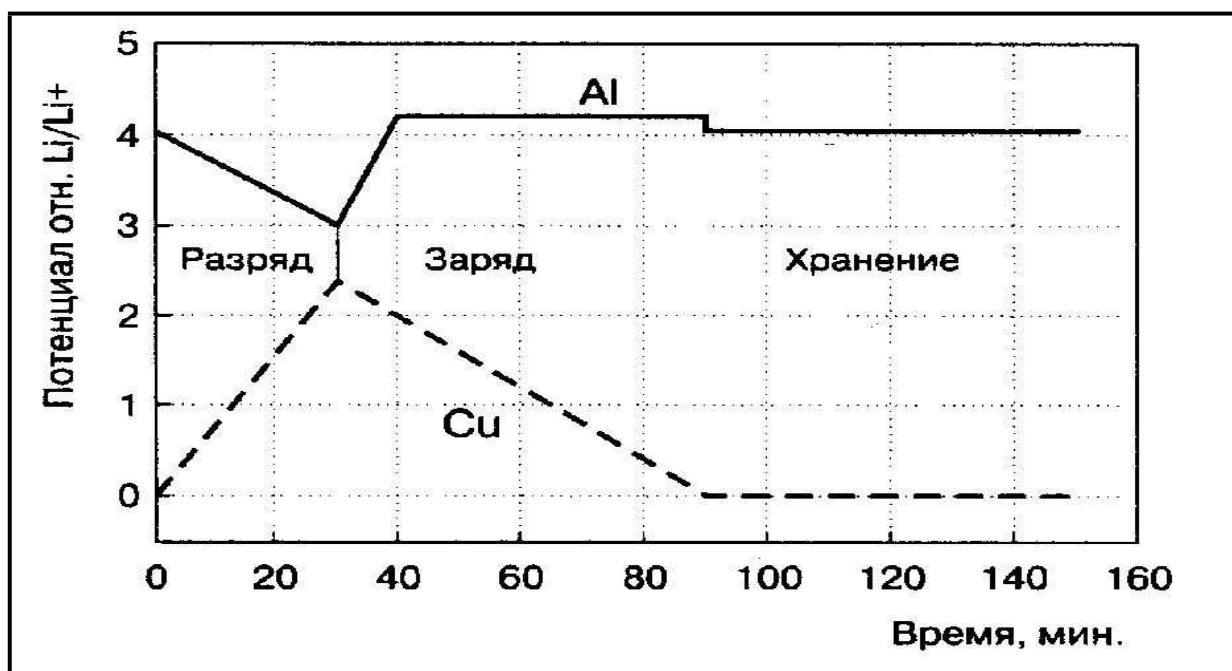


Рисунок 2.8 – Модель электрического режима цикла разряда/заряда ЛИА

На рисунке 2.9 представлен модуль литий-ионной АБ разработки фирмы SAFT (Франция) на технологической плите без защитной крышки. Данный модуль АБ состоит из 11 аккумуляторных пакетов. Каждый аккумуляторный пакет состоит из 4-х аккумуляторов.

Цилиндрическое и призматическое исполнении ЛИА представлено на рисунке 2.10.

Цилиндрическая конструкция представляет рулон электродов с сепараторным материалом для разделения электродов. Этот рулон помещён в корпус из алюминия или стали. С ним соединён минусовой электрод. Положительный контакт выводится в виде контактной площадки на торце аккумулятора.

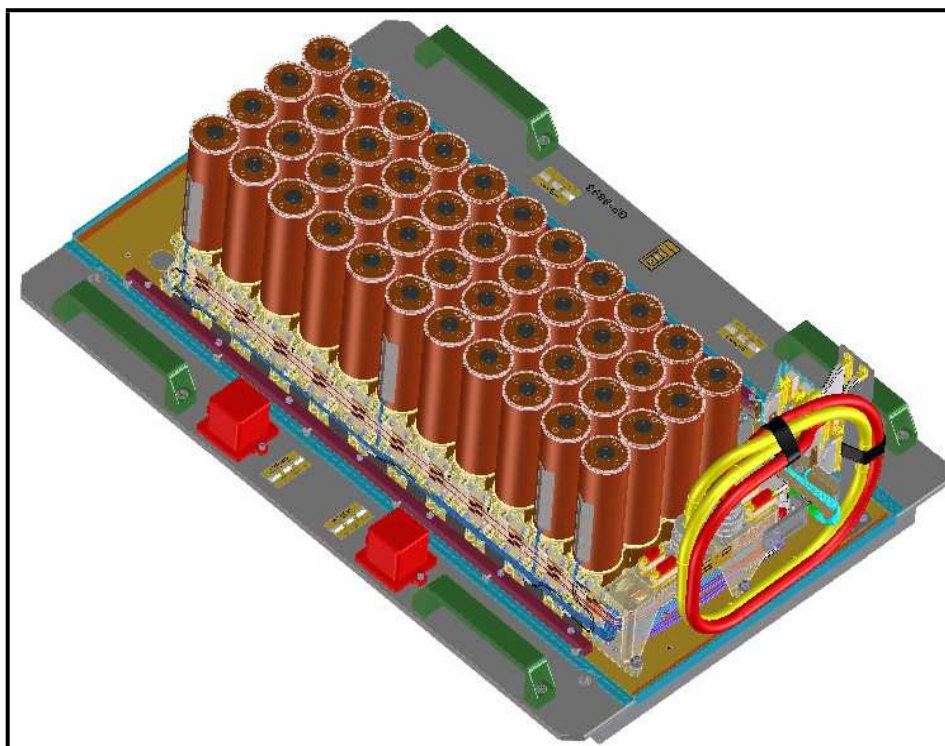


Рисунок 2.9 – Общий вид литий-ионной АБ на технологической плите

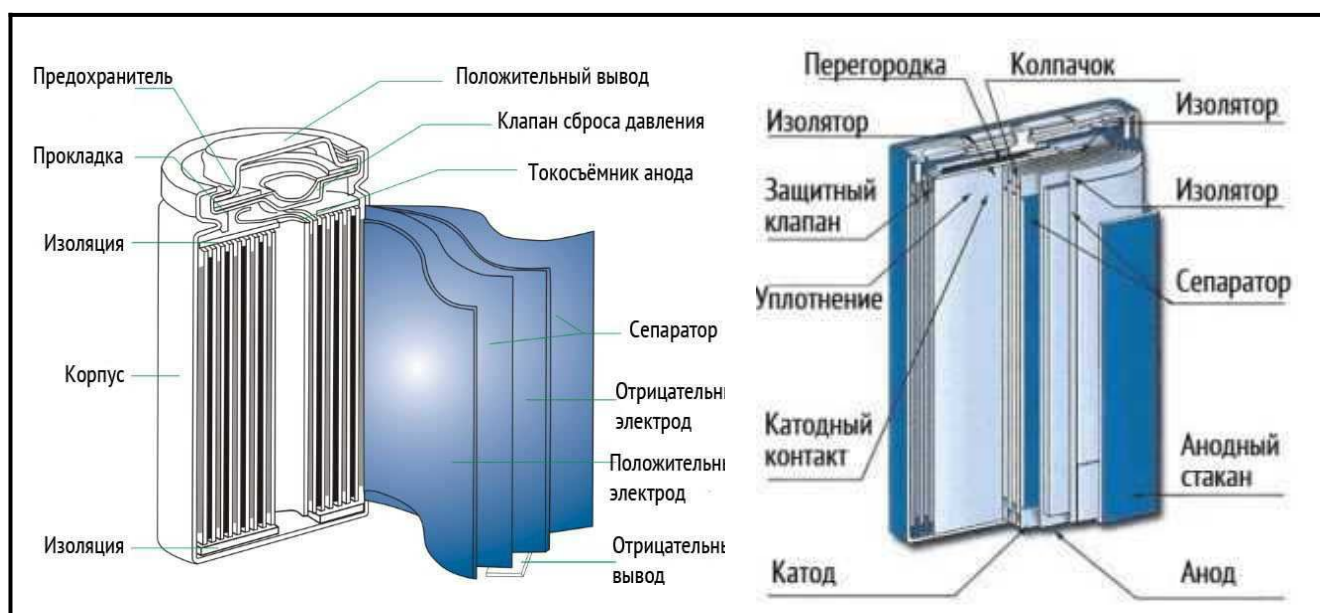


Рисунок 2.10 – Типы конструкционного исполнения ЛИА

ЛИА призматической конструкции делаются с помощью укладывания пластин прямоугольной формы друг на друга. Такие батареи дают возможность сделать упаковку более плотной. Сложность заключается в поддержке

сжимающего усилия на электродах. Есть призматические АБ с рулонной сборкой электродов, скручиваемых в спираль.

Разработчики литий-ионных аккумуляторов предусматривают конструктивные меры для обеспечения их безопасной работы. Для реализации данных мер стараются предотвратить разогрев и воспламенение ЛИА, для чего под крышку батареи устанавливают механизм, увеличивающий сопротивление АБ при возрастании температуры. При увеличении давления внутри корпуса выше определенного уровня, защитный механизм разрывает положительный вывод и катод.

С помощью установки электронной платы достигается безопасная эксплуатация ЛИА. Плата позволяет контролировать процессы заряда и разряда, а также предотвратить перегрев и короткое замыкание. Электроды разной полярности разделяются сепаратором, который изготавливается из пористого материала.

При изготовлении ЛИА без защиты применяют марганец. Данный элемент при перезаряде способствует торможению металлизации лития и выделению кислорода. Поэтому в таких аккумуляторах защита становится не нужна.

В настоящее время ресурс литий ионных аккумуляторных батарей составляет до 1500 циклов при глубине разряда до 80%, до 25000 циклов при глубине разряда до 25-30%. При глубинах разряда до 20% ресурс может составлять 50, 60 и более тысяч циклов.

Важная особенность ЛИА – это реализация переноса ионов лития в объеме структуры матрицы твердого тела в ходе заряда/разряда с помощью твердофазной диффузии. Мы знаем, что диффузионный процесс переноса вещества в твердом теле встречает существенно большие затруднения по сравнению с процессом в жидкой среде. Коэффициент химической диффузии для твердотельного процесса на 4-6 порядков меньше этого коэффициента для жидкости. Поэтому, внутреннее сопротивление ЛИА несколько выше, чем у

аккумуляторов с водным электролитом. Откуда ток нагрузки ЛИА ниже и время заряда больше.

В таблицах 2.2, 2.3 представлено сравнение различных типов аккумуляторных батарей по удельной запасаемой энергии и характерные показатели накопителей энергии.

Таблица 2.2 – Сравнение аккумуляторных батарей [22 ; 23]

Тип АБ	Удельная энергоемкость (Вт·ч/кг)
Li-Ion, литий-ионная	90-150
Ag-Cd, серебряно-кадмиевая	50-60
Ni-H, никель-водородная	50-60
Ni-Cd, никель-кадмиевая	20-50
Свинцово-кислотные	15-40
Ионисторы (суперконденсаторы)	4-10

Таблица 2.3 – Параметры накопителей энергии [24]

Накопитель	Удельная энергоемкость (Вт·ч/кг)	Время вывода энергии (с)
Химический	36...360	$1...10^5$
Индуктивный	0,36...3,6	$10^3...10$
Емкостный	0,036...0,18	$10^{-6}...10^{-2}$
Механический	3,6...360	$1...10^3$
Электромеханический	0,36...3,6	$10^{-2}...10$
Электродинамический	0,018...0,36	$10^{-3}...10^{-2}$

ЛИА обладают наилучшими удельными параметрами, а у химических и механических устройств наилучшие удельные параметры по способу накопления энергии.

При длительном интервале времени средняя мощность генератора энергии на этом интервале будет примерно равна потребленной мощности нагрузки (за вычетом потерь на передачу энергии). При этом в каждый конкретный момент мощность генератора и потребляемая мощность могут отличаться. В реальной СЭП циклограмма потребления энергии достаточно изменчива. В системе электропитания КА одновременно работают, включаются и выключаются различные потребители. Именно накопитель позволяет согласовать потоки генерируемой и потребляемой мощностей, накапливая энергию в те периоды, когда мощность генератора больше мощности нагрузки,

и отдавая энергию в периоды, когда мощность нагрузки больше мощности генератора.

## **2.8 Выводы по главе 2**

1 При проектировании КА разработчики стремятся уменьшить массу СЭП за счет снижения массы БС и АБ, увеличения КПД и срока службы при нахождении новых конструктивных и технических решений, а также поиск максимально эффективных и надежных материалов.

2 Широкое распространение получили солнечные батареи, использующие в качестве материала для фотоэлектрических преобразователей арсенидгаллия из-за высокой удельной мощности выхода, а также наиболее перспективными считаются литий-ионные аккумуляторные батареи.

3 Необходимо проводить исследования по использованию новых физических эффектов, а также значительное усовершенствование известных способов получения, преобразования и регулирования энергии. При этом необходим сравнительный анализ массогабаритных и энергетических характеристик систем электропитания КА с различными источниками энергии.

### **3 Автономный источник бесперебойного питания постоянного тока**

На основе предварительных проработок (аванпроект, инженерная записка) формируются требования к эскизному проектированию СЭП.

СЭП должна обеспечивать в течение срока активного существования:

- непрерывное круглосуточное (с учетом прохождения теневых участков орбиты и проведения коррекции орбиты) энергообеспечение бортовой аппаратуры (БА):

- а) по шине с напряжением  $100 \pm 1$  В;

- б) по шине с напряжением  $27 \pm 0,8$  В.

- отсутствие ограничений на работу других подсистем спутника;

- отсутствие влияния на работоспособность КА при любом одиночном отказе в подсистеме либо в БА;

- функционирование при длительности периода теневых орбит 45 дней за 6 месяцев при максимальной длительности тени от Земли не более 72 минут;

- модульное построение оборудования подсистемы должно обеспечивать возможность ее вариантного исполнения в диапазоне выходных мощностей от 5 до 15 кВт в зависимости от конкретных потребностей спутника.

СЭП может работать в следующих режимах:

- режим заряда АБ;

- режим заряда АБ при наличии мощности БС;

- режим разряда АБ при отсутствии мощности БС (теневой участок Земли);

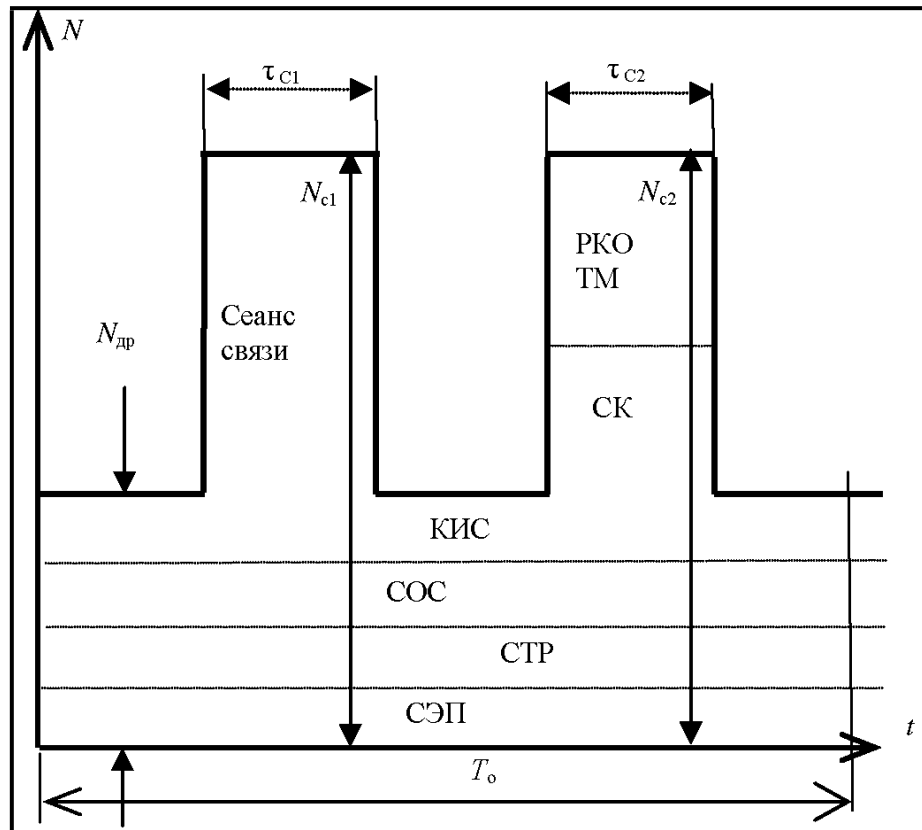
- режим профилактических работ с АБ.

#### **3.1 Энергобаланс системы электропитания**

Мощность, необходимая бортовой аппаратуре, определяется назначением КА и зависит от приборного состава и времени её работы [9; 10; 12]. Системы КА функционально делятся на две части: модуль полезной нагрузки (МПН),

который определяется назначением, и модуль служебных систем (МПН). При этом МПН работает сеансами, а МСС потребляет энергию непрерывно в дежурном режиме. На рисунке 3.1 представлена диаграмма работы БА. Имеется два режима:

- режим работы обеспечивающих систем (дежурный режим);
- режим работы полезной нагрузки (сеансный режим).



РКО - радиоконтроль орбиты; ТМ - съём телеметрической информации; СК - система коррекции для изменения параметров орбиты

Рисунок 3.1 – Типовая диаграмма энергопотребления бортовой аппаратуры

Часть контрольно-измерительной аппаратуры работает в дежурном режиме, чтобы в любой момент можно было передать команды управления и связаться с КА [13 – 15].

По диаграмме работы бортовой аппаратуры можно определить среднесуточное потребление. Расчет представлен в формуле (3.1):



$$N_{cc} = N_{др} + 1/T_0 \cdot \sum [n_{ci} \cdot \tau_{ci} \cdot (N_{ci} - N_{др})] \quad (3.1)$$

где  $N_{cc}$ , Вт;

$N_{др}$  - энергопотребление БА, работающей в дежурном режиме, Вт;

$N_{ci}$  - потребление аппаратуры, работающей в i-м сеансе связи, Вт;

$\tau_{ci}$  - длительность i-го сеанса связи, мин.

В формуле (3.2) представлены следующие соотношения:

$$N_{др} \leq N_{cc} \leq N_c, N_c \approx (5 \div 10) N_{др} \quad (3.2)$$

Основой СЭП является генератор электроэнергии. Его мощность выбирается из двух различных условий.

Должно выполняться первое условие - мощность генератора равна мощности, потребляемой БА в сеансе связи:  $N_{ген} = N_c$ . Тогда масса СЭП определится по формуле (3.3):

$$M_{СЭП} \approx M_{ГЕН} = N_{ГЕН}/N_{уд.} = N_c/N_{уд.} \quad (3.3)$$

где  $N_{уд.}$  - удельная мощность генератора, Вт/кг.

Надежность СЭП ( $J_{сэп}$ ) при этом условии приравнивается к надежности генератора:  $J_{сэп} = J_{ген}$ . Однако, такая система будет излишне дорогой, так как часть энергии не будет использоваться в промежутках времени между сеансной работой. Поэтому возможно второе условие - мощность генератора выбирают промежуточной между мощностью в сеансе связи и среднесуточным потреблением БА, рассчитываемое по формуле (3.4):

$$N_{cc} < N_{ГЕН} < N_c, \quad (3.4)$$

Тогда для обеспечения сеансной работы БА в состав СЭП вводят накопитель электроэнергии так, чтобы выполнялось условие (3.5):

$$N_c = N_{ГЕН} + N_{НАК} \quad (3.5)$$

Для обеспечения совместной работы генератора и накопителя необходим блок аппаратуры автоматического управления. Расчет приведен по формуле (3.6):

$$M_{СЭП} = M_{ГЕН} + M_{НАК} + M_{БА}; J_{СЭП} = J_{ГЕН} \cdot J_{НАК} \cdot J_{БА} \quad (3.6)$$

В связи с требованиями снижения стоимости СЭП выросла сложность системы. Вероятность безотказной работы сложной системы в течение заданного времени равна произведению вероятностей исправной работы её элементов. Так как надежность работы любого устройства  $J < 1$ , то  $J_{СЭП} < J_{ГЕН}$ . Надежность сложной нерезервируемой системы всегда меньше одноэлементной. На рисунке 3.2 представлены частные случаи диаграммы энергопотребления. Например (см. рисунок 3.2, а) и учитывая  $N_{ГЕН} = N_{СС}$ , откуда получим массу СЭП, представленную по формуле (3.7):

$$M_{СЭП} \approx N_{СС}/N_{уд.} + [(N_c - N_{СС}) \cdot \tau_c / E_{уд}] \quad (3.7)$$

где  $E_{уд}$  - удельная емкость накопителя, Вт·ч /кг.

После преобразований, получим зависимость массы СЭП от параметров её элементов (3.8):

$$M_{СЭП} \approx N_{СС} [1 / N_{уд.} - \tau_c / E_{уд}] + (N_c \cdot \tau_c / E_{уд}) \quad (3.8)$$

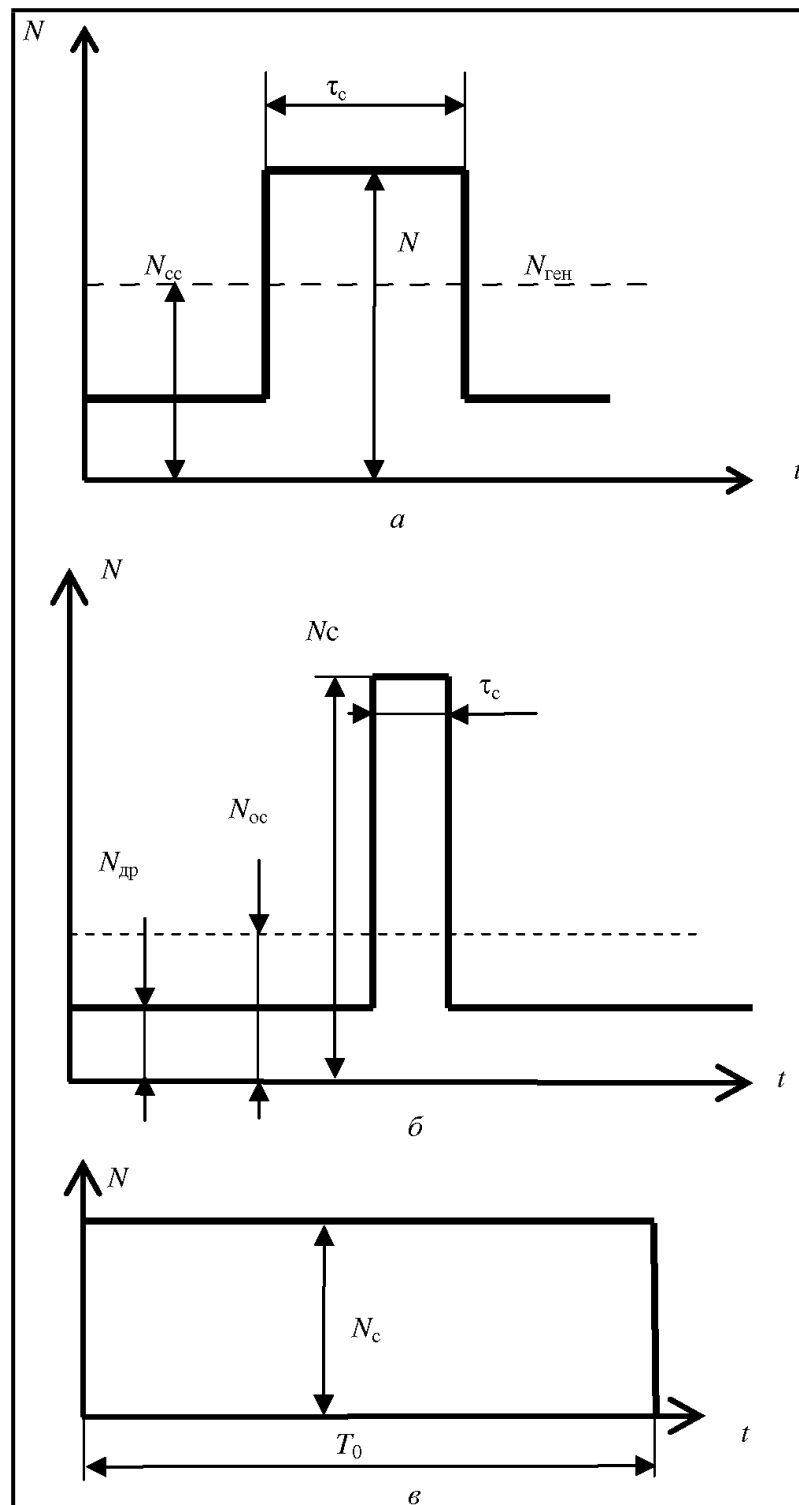


Рисунок 3.2 – Частные случаи диаграммы энергопотребления

Из анализа рисунка 3.2 следует, что масса СЭП определяется среднесуточным потреблением БА  $N_{\text{сс}}$ . В целях снижения массы необходимо стремиться к уменьшению энергопотребления. Это можно сделать за счет

уменьшения энергопотребления самой бортовой аппаратуры, например, миниатюризации, а также уменьшения длительности или числа сеансов связи, т.е. за счет уменьшения работы по основному назначению.

Масса СЭП уменьшается при повышении удельных энергетических характеристик её элементов. К удельным характеристикам относятся - удельная мощность генератора  $N_{уд}$  (Вт/кг) и удельная энергия накопителя  $E_{уд}$  (Вт·ч/кг).

Масса СЭП не зависит от длительности сеанса связи  $\tau_c$ , если мощность генератора равна мощности, потребляемой БА в сеансе связи, представленной в выражении (3.9):

$$\partial M_{СЭП} / \partial \tau_c = - (N_{CC} / E_{уд}) + (N_C / E_{уд}) \rightarrow N_{CC} = N_C = N_{ГЕН} \quad (3.9)$$

Если удельные энергетические характеристики генератора высоки и произведение  $N_{уд} \cdot \tau_c > E_{уд}$ , то применение накопителя с целью уменьшения массы нецелесообразно.

Разработчики СЭП проводят анализ требований к работе БА, при этом возможны следующие крайние случаи:

- на рисунке 3.2, б представлен дежурный режим работы аппаратуры и в некоторые промежутки времени проходят сеансы связи с пиковым потреблением мощности  $\tau_c \ll T_0$ ,  $N_c \gg N_{др}$ . Для такой системы достаточно важно влияние работы накопителя;

- на рисунке 3.2, в энергопотребление БА геостационарного спутника связи постоянно по мощности и равно сеансной работе. Основное влияние в этом случае оказывает генератор электроэнергии.

В АБ, рассчитанных на большее число зарядно-разрядных циклов, применяются технические решения, увеличивающие ресурс, но уменьшающие удельную энергоемкость аккумуляторов.

Влияние количества зарядно-разрядных циклов за САС на величину удельной реализуемой энергии АБ приведено в таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Влияние зарядно-разрядных циклов на САС

	Никель-водородные		Литий-ионные	
	НВ-25	НВ-45Л	VES16	VES180SA
Количество циклов за САС	>15000	<1500	>35000	<1500
Удельная энергия, Вт*ч	50	84	140	180
Допустимая глубина разряда, %	45	80	27	80
Удельная реализуемая энергия	22,5	67,2	37,8	144

Основным «источником» зарядно-разрядных циклов является тень Земли. В таблице 3.2 приведено количество теневых витков за год эксплуатации для КА на различных типах орбит.

Таблица 3.2 – Количество теневых витков за год эксплуатации

Тип орбиты	Среднее кол. теневых витков за 1 год, шт
НОО	3380
ВКО	135
ВЭО	500
ГСО	90

Как показано в таблице 3.2 НОО предъявляет значительно более высокие требования к ресурсу АБ. Поэтому АБ для низкоорбитального применения обладают меньшей удельной реализуемой энергией по сравнению с АБ для высоких орбит.

В таблице 3.3 приведена оценка минимальных разрядных и зарядных токов для разных типов орбит, с учетом максимальных глубин разряда для каждого типа орбиты.

Таблица 3.3 - Длительность тени и освещенной части витка, величина тока заряда и разряда для ЛИА

Параметр	Тип орбиты			
	НОО	ВКО	ВЭО	ГСО
Глубина разряда	0,25	0,80	0,80	0,80
Длительность тени, ч	0,58	0,93	1,50	1,20
Длительность освещенной части витка, ч	1,34	11,07	10,46	22,73

Ток разряда, доля от С	0,43	0,86	0,53	0,67
Ток заряда без падающего тока, доля от С <sup>1</sup>	0,19	0,07	0,08	0,04
Начальный ток заряда со ступенчато падающим током, доля от С <sup>1</sup>	0,26	0,10	0,11	0,05
<sup>1</sup> Минимальный ток при использовании всего освещенного участка витка для заряда АБ.				

Длительность сезонов теней составляет, в процентах от САС:

- для НОО – 74,1%;
- для ВКО – 18,5%;
- для ВЭО – 68,4%;
- для ГСО – 24,7%.

Таким образом, для ГСО и ВКО есть возможность для проведения профилактических работ только на освещенной части орбиты, перед началом сезона теней.

Для ВЭО и НОО необходимо иметь возможность проведения балансировки АБ во время сезона теней.

Для ЛИА должна быть обеспечена возможность проведения балансировки АБ параллельно с зарядом.

Время нахождения КА в зоне радиовидимости составляет:

- для НОО – 10-15 минут на витке 95-115 минут, при этом перерывы между сеансами связи могут составлять до 30 дней;
- для ВКО и ВЭО - ~6 часов при длительности витка 12 часов;
- для ГСО – весь виток.

Таким образом, наиболее высокие требования к автономности контуров управления АБ предъявляются для КА на НОО. Здесь отсутствует возможность проведения длительных работ с КА под контролем НКУ, в том числе в случае возникновения нештатных ситуаций. Поэтому, логика управления должна быть максимально простой и надежной.

### **3.2 Конструктивно-компоновочная схема и принцип действия автономного источника бесперебойного питания**

Одним из возможных вариантов увеличения удельных характеристик СЭП КА авторы [26; 27; 28] предлагают применение автономного источника бесперебойного питания. Данное устройство включает в себя химический и кинетический накопители энергии. Для улучшения массогабаритных характеристик необходимы высокие скорости вращения накопителя, что обеспечивается применением высокопрочных материалов, а схемы статических преобразователей должны исключать низкочастотные трансформаторы.

Конструктивное построение автономного источника бесперебойного питания (гибридного накопителя) вытекает из требований, предъявляемых к бортовой аппаратуре современных негерметичных КА. Это функциональные и конструктивные требования, внешние воздействующие факторы (механические воздействия, климатические воздействия, воздействия факторов космического пространства), обеспечение ресурса и надежности. Ниже приведены некоторые из них.

Функциональные и конструктивные требования:

- минимум массы изделия;
- требования по чистоте обработки и неплоскостности посадочных поверхностей;
- требования по оптическому коэффициенту для внешних поверхностей;
- требования к неметаллическим материалам по газовыделению и потере массы;
- месторасположение выходных, межблочных и технологических электрических соединителей.

К факторам космического пространства относятся:

- защита от электронов, протонов и иных излучений;
- защита от магнитосферной плазмы и электростатических разрядов.

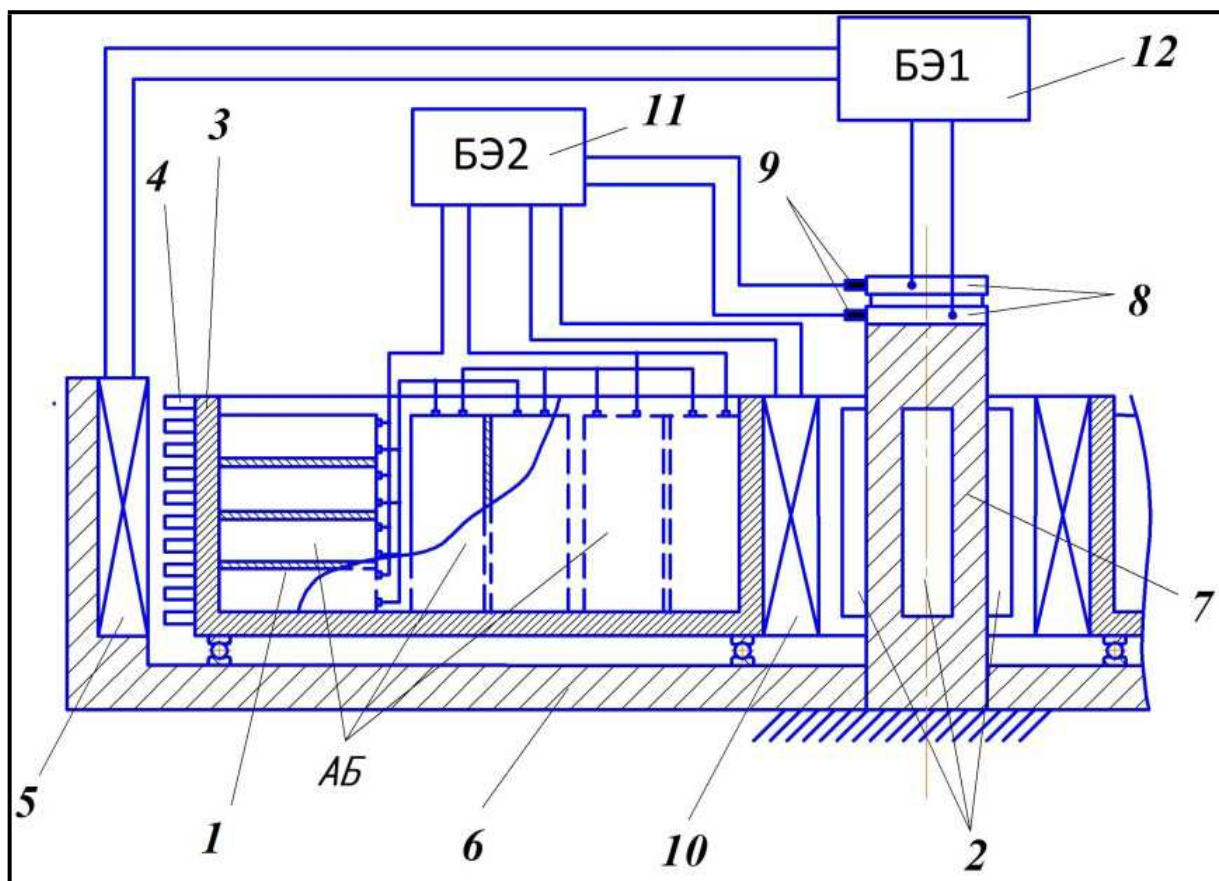
Возможные варианты обеспечения функциональных и конструктивных требований при разработке автономного источника бесперебойного питания представлены в таблице 3.4.

Таблица 3.4 – Обеспечение функционально-конструктивных требований

Тип требования	Варианты решения
Функциональные и конструкционные требования	Применение высокоинтегрированных ЭРИ, микросборок; Применение материалов с меньшим удельным весом; Применение материалов и покрытий для обеспечения необходимых параметров; Учет конструкционных требований при разработке, ремонтпригодность
Механические воздействия	Применение материалов с лучшими прочностными характеристиками; Оптимальные параметры конструктивных элементов, несущих оснований рамок блоков; Минимизация массы установки
Климатические воздействия	Применение материалов с лучшими коэффициентами теплового сопротивления, повышенной теплопроводности; Уменьшение количества переходов от ЭРИ до термостабилизированной поверхности КА; Уменьшение теплового сопротивления каждого перехода
Факторы космического пространства	Применение конструкционных материалов и покрытий с необходимыми физическими свойствами; Электрогерметичность аппаратуры; Металлизация аппаратуры для выравнивания потенциала с корпусом КА
Ресурс и надежность	Применение материалов с необходимыми гарантийными свойствами; Обеспечение температурного режима каждого ЭРИ на весь срок активного существования

Автономный источник бесперебойного питания представлен на рисунке 3.3. Гибридный накопитель работает совместно с блоком АБ. Данное устройство позволит обеспечивать электрической энергией потребители на борту КА во время работы спутника в высоконагруженных режимах, а также при выполнении режима «живучести», снятии телеметрии и выдачи команд радиоуправления в случаях возможных аварийных ситуаций генератора электроэнергии. Монтаж двух накопителей, работающих в противофазе, позволит компенсировать кинетический момент от вращения установки. Предлагаемое решение позволит оптимизировать массу СЭП за счет снижения массы АБ и уменьшения площади БС.





1 – аккумуляторные батареи; 2 – постоянные магниты бесколлекторного генератора; 3 – корпус; 4 – магнитные кольца гистерезисного двигателя ВД<sub>1</sub>; 5 – статорные обмотки гистерезисного двигателя ВД<sub>1</sub>; 6 – основание установки; 7 – ось; 8 – вторичные обмотки трансформатора; 9 – первичные обмотки трансформатора; 10 – статорные обмотки бесколлекторного генератора; 11 – блок коммутации; 12 – электромеханическая система

Рисунок 3.3 – Конструктивно-компоновочная схема установки

В состав СЭП КА также входит блок электроники аккумуляторной батареи (БЭАБ), предназначенный для контроля параметров аккумуляторов литий-ионных АБ.

БЭАБ служит для:

- измерения напряжений и температур;
- преобразования результатов измерений и передачи данных по мультиплексному каналу обмена (МКО) в БЦВК;

- реализации алгоритмов управления режимами заряда/разряда АБ с помощью программного обеспечения СЭП;
- коммутации балансировочных резисторов АБ для выравнивания степени заряженности аккумуляторов в АБ;
- управления байпасными переключателями для исключения из зарядной/разрядной цепи отказавших аккумуляторов АБ.

БЭАБ состоит из модулей с печатными платами, скрепленных винтами и закрытых крышками.

Предполагается управлять работой гибридного накопителя с помощью БЭАБ.

В гибридном накопителе установлены ионисторы, работающие совместно с АБ. При низком токе нагрузки АБ подзаряжает ионисторы, а при резком возрастании тока ёмкостные накопители отдадут запасенную энергию, чем уменьшат нагрузку на батарею.

Расположение аккумуляторных батарей в корпусе гибридного накопителя представлено на рисунке 3.4.

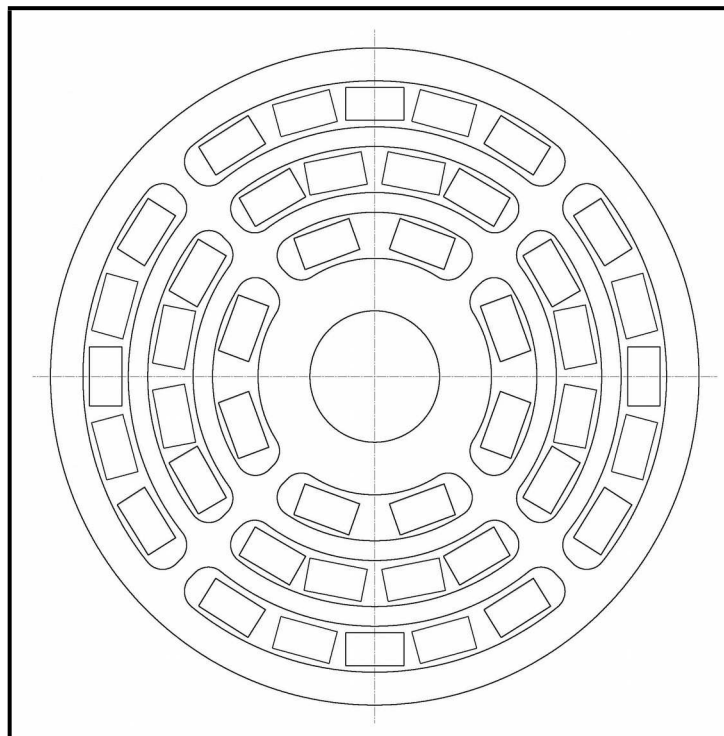


Рисунок 3.4 – Схема расположения АБ в корпусе накопителя

Автономный источник бесперебойного питания состоит из двух частей. В конструкцию неподвижной части входят следующие элементы:

- обмотки 5 гистерезисных двигателей ВД<sub>1</sub>;
- электромеханическая система 12;
- магниты 2 ротора бесколлекторного генератора.

Вращающаяся часть изготавливается из корпуса маховика 3, на котором установлены литий-ионные аккумуляторные батареи, блок коммутации 11 и магнитные кольца 4 гистерезисного двигателя ВД<sub>1</sub> [29].

При подаче команды от БЭАБ начинается раскрутка корпуса с аккумуляторными батареями до рабочей частоты вращения  $n_2$ . При этом происходит накопление кинетической энергии.

По команде на отключения питания устройства, БЭ<sub>1</sub>, представленный на рисунке 3.5, переключает ВД<sub>1</sub> в режим генератора и преобразует полученное напряжение до необходимого значения, пригодного для питания потребителей, при этом происходит торможение маховика.

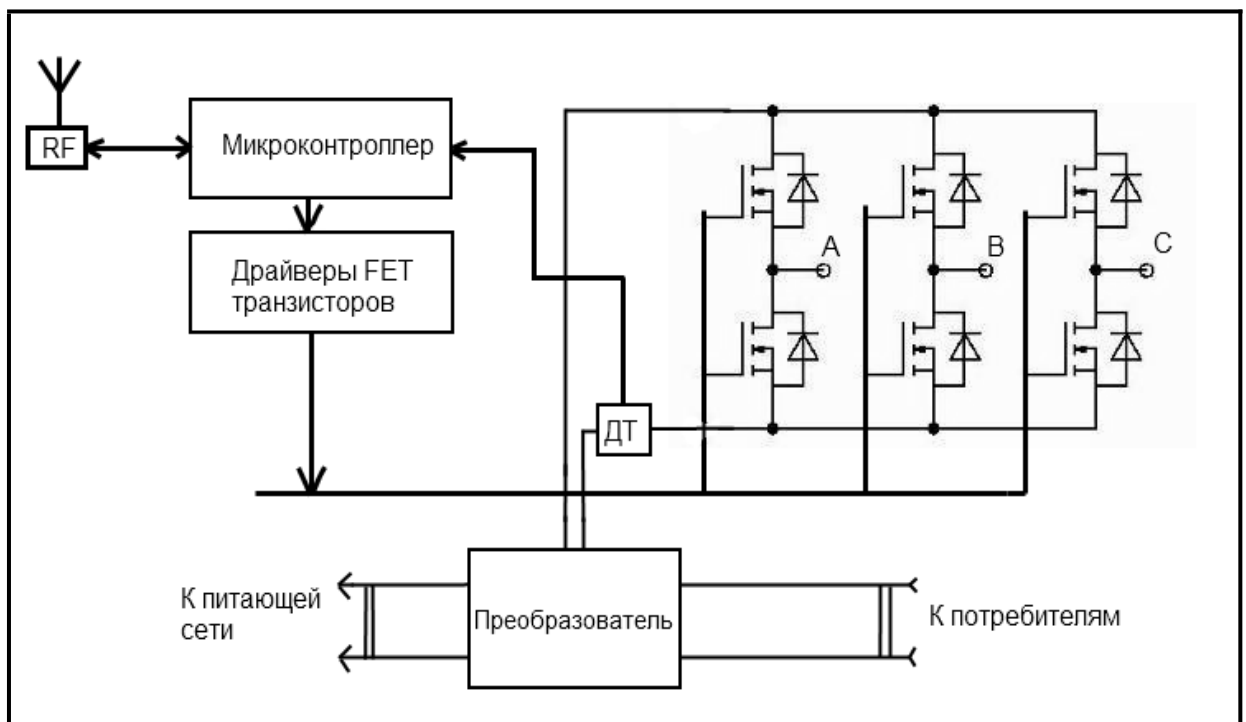


Рисунок 3.5 – Блок электроники БЭ<sub>1</sub>

На рисунке 3.6 представлен БЭ<sub>2</sub>, устанавливаемый на вращающемся корпусе. Данное устройство служит для управления двигателем ВД<sub>2</sub>, а также контроля заряда АБ.

Заряд АБ проходит в два этапа, представленные по формулам (3.10, 3.11).

Первый этап – заряд постоянным током  $I_{ch}$  до напряжения  $U_{ch}$

$$I_{ch} = M \cdot I_{bch} \quad (3.10)$$

$$U_{ch} = N \cdot 4,2B \quad (3.11)$$

где  $I_{bch}$  – максимальный ток заряда аккумуляторного элемента.

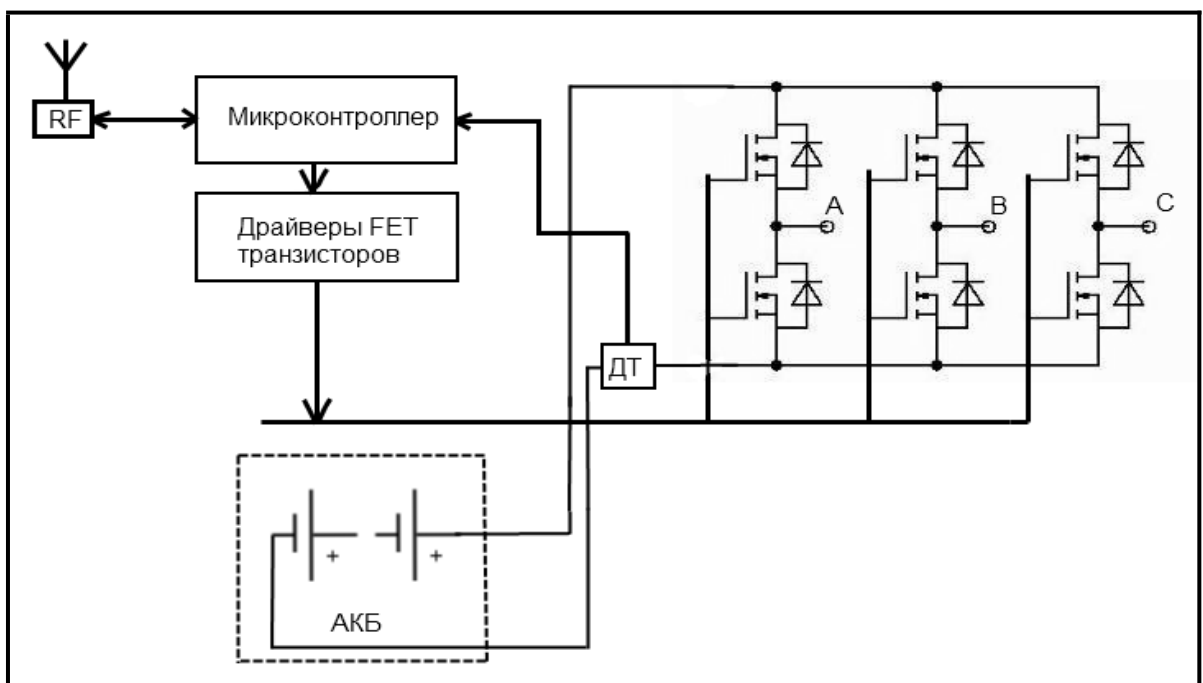


Рисунок 3.6 – Блок электроники БЭ<sub>2</sub>

Блок электроники БЭ<sub>2</sub> состоит из трехфазного инвертора, собранного на транзисторах MOSFET IRFH7004, к которому подключается электродвигатель

ВД<sub>2</sub>, драйверов управления затвором силовых транзисторов инвертора, датчика тока (ДТ), микроконтроллера STM32F103 и трансивера FRM12B.

В режиме заряда АБ корпус раскручивается двигателем ВД<sub>1</sub>, микроконтроллер измеряет напряжение на фазах А, В, С, генератора ВД<sub>2</sub>, а также ток с помощью ДТ. После этого микроконтроллер формирует последовательность коммутаций транзисторов инвертора в соответствии с алгоритмом синхронного выпрямления. Сдвиг фазы управляющего сигнала синхронного выпрямителя формирует пропорционально-интегрально-дифференциальный регулятор (ПИД), сигнал обратной связи, которого является значением тока ДТ, а управляющее воздействие формируется программой микроконтроллера на основе данных о напряжении на АБ.

После достижения напряжения  $U_{ch}$  на АБ начинается второй этап заряда – заряд постоянным напряжением, равным  $U_{ch}$ . Процесс заряда завершается при снижении тока заряда  $I_{ch}$  меньше заданной величины  $I_{ch_{min}}$ .

При отключении электроснабжения БЭ<sub>1</sub> дает команду переключения режима БЭ<sub>2</sub> посредством радиопередатчика RF. Приняв команду переключения, БЭ<sub>2</sub> останавливает процесс синхронного выпрямления и зарядки аккумуляторной батареи. Как только частота вращения маховика снижается ниже  $\omega_{KR}$ , микроконтроллер формирует управляющую последовательность управления инвертором для раскрутки диска до значения  $\omega_{ST}$ , после чего питание двигателя ВД<sub>2</sub> отключается и цикл повторяется.

БЭ<sub>1</sub> устанавливается на неподвижную часть автономного источника бесперебойного питания. Его схема идентична БЭ<sub>2</sub>, однако в структуру включен преобразователь. Данный преобразователь служит для формирования внутреннего питающего напряжения, а также повышения напряжения, полученного с двигателя ВД<sub>1</sub>, работающего в режиме генератора, до значения, необходимого потребителям. В частном случае 220В, 50Гц.

### 3.3 Математическая модель автономного источника бесперебойного питания постоянного тока

В конструкции автономного источника бесперебойного питания применяются АБ с индексом ЛИА-8, изготавливаемые ГУП “НИИ электроугольных изделий”. Данные ЛИА установлены вертикально, имеют призматическую форму и габаритные размеры 105х45х25 мм. Каждый аккумулятор имеет емкость 8 А·ч, рабочее напряжение 2,8 В, масса 0,27 кг [30].

АБ состоит из N последовательно соединенных аккумуляторных ячеек. Каждая ячейка содержит М литий-ионных аккумуляторов, соединенных параллельно. Рассчитаем общее число аккумуляторов по формуле (3.12):

$$K=N \cdot M \quad (3.12)$$

где K – общее число аккумуляторов, определяемое конструктивными особенностями корпуса 3.

В расчетной модели гибридного накопителя энергии реализовано:

N=4 ячеек, M=11 аккумуляторов, K=44 общее число аккумуляторов.

В момент подключения БЭ<sub>1</sub> к питающей сети запускается ВД<sub>1</sub> и начинается раскрутка диска до угловой скорости  $\omega_{ST}$ . При этом кинетическая энергия вращающихся масс определяется по известной формуле (3.13):

$$E_{кин.}=0,5 \cdot J_z \cdot \omega_{ST}^2 \quad (3.13)$$

где  $J_z$  – момент инерции вращающегося диска.

Количество извлекаемой энергии из аккумулятора, без полного разряда определим по формуле (3.14):

$$E_{AB}=0,7 \cdot C \cdot U_{AB} \quad (3.14)$$

Подставляя в (3.13) известные данные, получим  $E_{AB}=56,5$  кДж.

Тогда энергия всей аккумуляторной батареи  $E_{\Sigma AB}=2,5 \cdot 10^6$  Дж.

Общая энергия  $E_p$  системы с полностью зараженной аккумуляторной батареей и вращающимся маховиком определим по формуле (3.15):

$$E_p = 0,7 \cdot K \cdot C \cdot U_{AB} + 0,5 \cdot Jz \cdot (\omega_{ST} - \omega_{KR})^2 \quad (3.15)$$

По мере расходования запасенной энергии, блок коммутации, используя ВД<sub>1</sub> в качестве генератора, заряжает АБ и одновременно контролирует скорость вращения диска. При снижении скорости вращения маховика ниже критического значения  $\omega_{KR}$ , происходит запуск двигателя ВД<sub>1</sub>, при этом скорость вращения восстанавливается и поддерживается на уровне  $\omega_{ST}$ .

При работе автономного источника питания является эффект поляризации электролита АБ, возникающий при определенном числе оборотов всей установки. Рассчитаем частоту вращения гибридного накопителя, при которой начнется поляризация по формуле (3.16):

$$\omega \geq \{ [q^2 \cdot (1 - \alpha T)] \cdot [16 \cdot \pi \cdot \epsilon \cdot \epsilon_0 \cdot \Delta m \cdot \rho \cdot h \cdot K \cdot (R - 0,5h) \cdot (2r_B + r_H)^2]^{-1} \}^{0,5} \quad (3.16)$$

где  $q$  - электрический заряд тяжелого иона, Кл;

$T$  - абсолютная температура раствора, К;

$\Delta m$  - разность масс гидратированных катиона и аниона, кг;

$\rho$  - линейная концентрация тяжелых ионов, м<sup>-1</sup>;

$\rho = 10(C \cdot N)^{1/3}$ , где

$C$  - мольная концентрация раствора, моль·л<sup>-1</sup>,

$N$  - число Авогадро, моль<sup>-1</sup>;

$h$  - высота столба раствора, м;

$K$  - степень диссоциации электролита, 10<sup>-2</sup>%;

$R$  - внутренний радиус емкости, м;

$\alpha$  - температурный коэффициент изменения энергии гидратной связи, К<sup>-1</sup>;

$\epsilon_0$  - абсолютная диэлектрическая проницаемость, Ф·м<sup>-1</sup>;

$\epsilon$  - относительная диэлектрическая проницаемость воды;

$r_{\text{в}}$  - эффективный радиус молекулы воды, м;

$r_{\text{и}}$  - эффективный радиус тяжелого иона, м.

Для выполнения расчетной модели применены аккумуляторы на основе системы Li/SO<sub>2</sub> с неводным электролитом [6]. Наиболее распространенный состав такого электролита – 70-75% (объемных) SO<sub>2</sub>+(22-17)%-ный ацетонитрил (АН)+8%-ный пропиленкарбонат (ПК)+1,8 моль/дм<sup>3</sup> KBr (для обеспечения электропроводности раствора).

Суммарная реакция –  $2\text{Li} + 2\text{SO}_2 \rightarrow \text{Li}_2\text{S}_2\text{O}_4$ .

Катодная реакция –  $2\text{SO}_2 + 2\text{e}^- \rightarrow \text{S}_2\text{O}_4^{2-}$ .

Разряд на аноде –  $\text{Li} \rightarrow \text{Li}^+ + \text{e}^-$ .

В электролите отсутствует вода, поэтому определим разность масс ионов лития и диоксида серы.

Температурный коэффициент  $\alpha$ , учитывающий совокупные энергетические последствия изменения длины гидратных связей, подвижности ионов и молекул воды, для каждого раствора электролита индивидуален и в диапазоне от температуры плавления до температуры кипения в среднем не линейно изменяется от 0,0006 до 0,0018 град<sup>-1</sup>. Условно принимаем  $\alpha=0$  [4].

Расчетная модель установки имеет следующие габаритные размеры:

- радиус маховика  $r=0,25$  м,

- высота столба раствора электролита  $h=0,1$  м.

Плотность SO<sub>2</sub> в литий-ионном элементе составляет  $\rho=1,46$  г/см<sup>3</sup>, концентрация  $C=(70-75)\%$ .

Мольную массу ( $m$ ) (мольную концентрацию ( $C$ )) определим из выражения (3.17):

$$m = 10 \cdot C \cdot \rho / M \quad (3.17)$$

где  $M$  – молярная концентрация г/моль,

$C$  – процентная концентрация %,



$\rho$  – плотность раствора г/см<sup>3</sup>,

$m$  – молярная масса.

Степень диссоциации  $K=1$ .

Из справочной литературы [7] массы ионов рассчитаем по формуле (3.18):

$$m = M / N_A \quad (3.18)$$

где  $M$  – молярная масса г/моль,

$N_A$  - число Авогадро, моль<sup>-1</sup>.

$$m(\text{Li}^+) = 1,15 \cdot 10^{-20} \text{ кг},$$

$$m(\text{SO}_2^-) = 1,06 \cdot 10^{-19} \text{ кг}.$$

Эффективные радиусы ионов [8]:

$$r_{\text{B}}(\text{Li}^+) = 1,35 \cdot 10^{-10} \text{ м},$$

$$r_{\text{И}}(\text{SO}_2^-) = 2,30 \cdot 10^{-10} \text{ м}.$$

После подстановки в выражение (3.5) всех величин получим значение частоты вращения гибридного накопителя, при превышении которой начнется разложение электролита в литий-ионных аккумуляторах:

$$n_{\text{СТ}} = 6500 \text{ об/мин}.$$

Учитывая  $\omega = \pi n / 30$ , а также  $n_{\text{KR}} = 500$  об/мин и  $n_{\text{СТ}} = 6500$  об/мин, определим значение энергии  $E_{\text{кин}}$  по крайнему правому выражению формулы (3.4):  $E_{\text{кин}} = 0,6 \cdot 10^6$  Дж.

Кинетическая энергия маховика по отношению к энергии аккумуляторной батареи составит (3.19):

$$E_{\text{кин}} / E_{\Sigma \text{АБ}} \cdot 100\% = 24\% \quad (3.19)$$

На рисунке 3.7 представлено множество Эджворта-Парето для различных типов накопителей энергии по результатам расчета и данных таблицы 3.

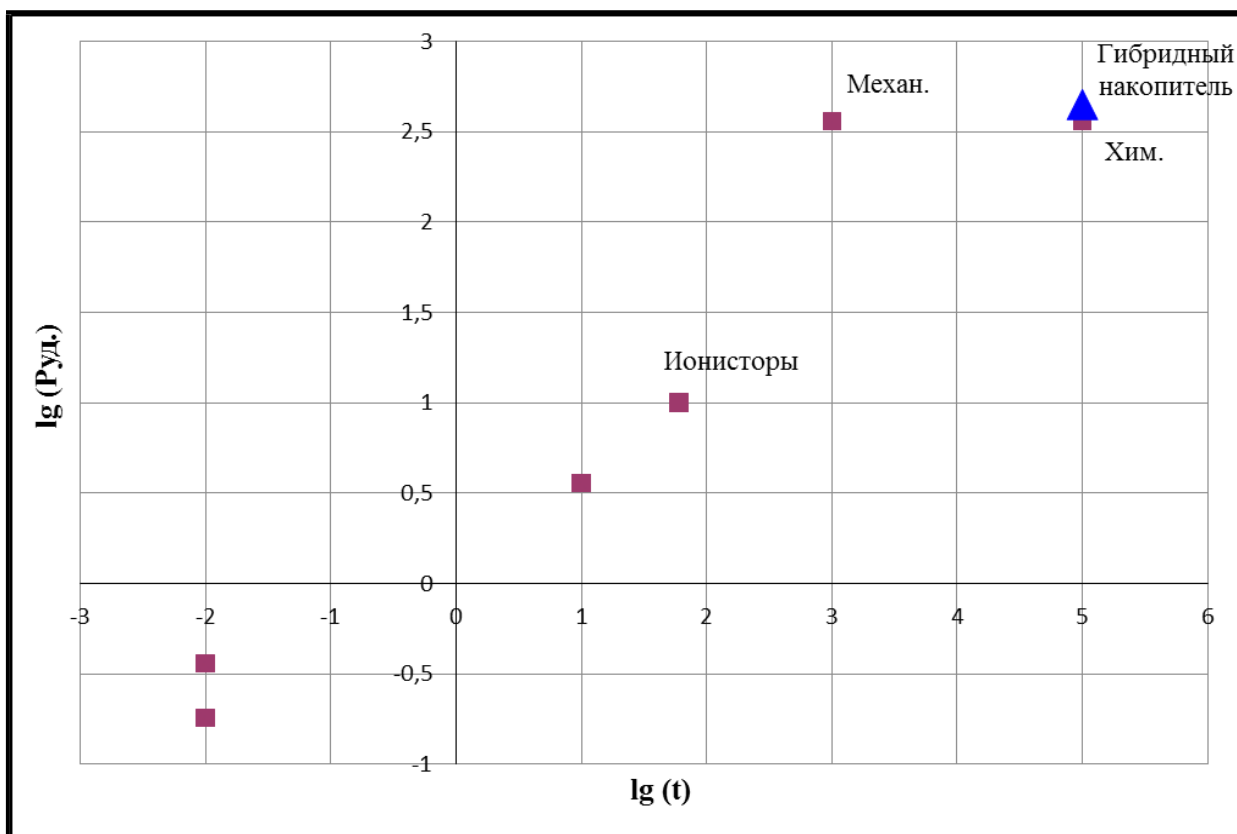


Рисунок 3.7 – Множество Эджворта-Парето

Из рисунка 3.7 видно, что имеется положительное направление вправо и вверх, т.е. чем дальше вправо и вверх будет располагаться накопитель, тем он будет энергоэффективнее. В представленном множестве доминирующим является гибридный накопитель.

Представленная установка имеет более широкие функциональные возможности по сравнению с отдельно взятыми ионисторами, маховиком и аккумуляторной батареей. Магнитные кольца гистерезисного двигателя и статорные обмотки бесколлекторного генератора вращаются вместе с маховиком, что вносит вклад в накопление кинетической энергии. Сглаживание пиковых нагрузок на аккумуляторные батареи посредством ионисторов и отсутствие щёточно-контактного аппарата увеличивает срок эксплуатации гибридного накопителя энергии.

### 3.4 Оценка сил, действующих на ионы при вращении установки

При проектировании энергетической установки предлагается располагать анод и катод АБ так, чтобы электрическая сила, действующая на ионы, совпадала с центробежной силой. На рисунках 3.8 и 3.9 показаны схемы расположения электродов различных типов аккумуляторов относительно центробежных сил.

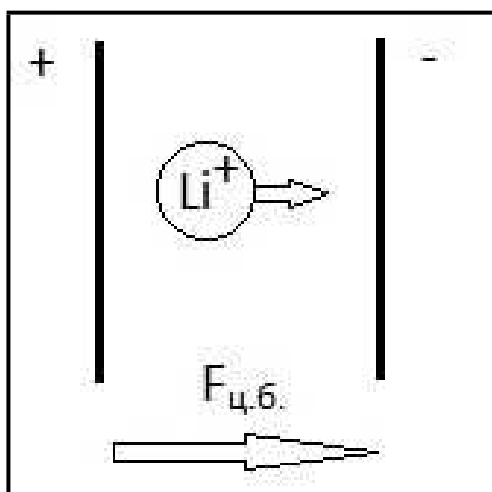


Рисунок 3.8 – Схема расположения электродов ЛИА

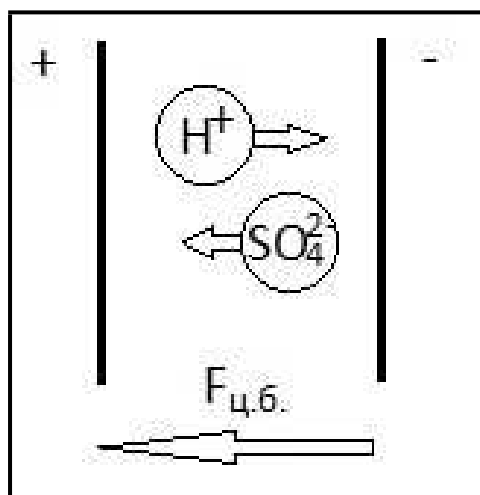


Рисунок 3.9 – Схема расположения электродов кислотного АБ

В литий-ионном и в литий-полимерном аккумуляторах носителем тока является ион лития, в кислотном - ионы водорода и сульфата. Ион сульфата тяжелее иона водорода поэтому направление центробежной силы действующей

на ион сульфата должно совпадать с направлением электрической силы. Далее приведена оценка электрических и центробежных сил действующих на ион без учета релаксационного и электрофоретического эффектов.

Масса электрона  $m_e = 0,91 \cdot 10^{-27}$  г;

Заряд электрона  $q = -1,6 \cdot 10^{-19}$  Кл;

Тогда заряд иона лития  $q_{Li}^+ = +1,6 \cdot 10^{-19}$  Кл.

Напряжённость электрического поля между электродами рассчитаем по формуле (3.20):

$$E = U / \delta = F_{эл} / q \quad (3.20)$$

откуда  $F_{эл}$  – сила действующая на заряд определится из выражения (3.21):

$$F_{эл} = E / q \quad (3.21)$$

Масса атома лития (г):

$$m_{Li} = M / N_A = 6,941 / 6,02 \cdot 10^{23} = 1,156 \cdot 10^{-23} \quad (3.22)$$

При напряжении на литиевых аккумуляторах  $U = 3,6$  В и расстоянии между электродами  $\delta = 1$  мм, тогда напряжённость электрического поля после подстановки в (9) определится –  $E = 3,6 \cdot 10^3$  В/м.

Для никель-кадмиевого, никель-цинкового аккумуляторов с напряжённостью электрического поля  $E = 18 \cdot 10^3$  В/м и расстояние между электродами  $\delta = 2$  мм электрическая сила по (10) определится  $F_{эл} = 5,67 \cdot 10^{-16}$  Н.

Центробежная сила определяется известным выражением (3.23):

$$F_{цб} = m \cdot \omega^2 \cdot R \quad (3.23)$$

Примем радиус вращающихся масс  $R = 0,25$  м. При  $n = 3000$  об/мин угловая скорость вращения составит  $\omega = 314$  рад/с. Согласно формуле (3.23) рассчитали  $F_{цб} = 0,28 \cdot 10^{-18}$  Н.

Из расчётов видно, что центробежная сила при повышении числа оборотов приближается к значению электрической силы. С учётом электрофоретического эффекта электрическая сила, действующая на ион будет меньше расчётной, а центробежная сила будет больше, поэтому следует ожидать что эти силы будут соизмеримы. В связи с этим ориентацию электродов относительно центробежных сил необходимо учитывать при проектировании подобных накопителей энергии.

### **3.5 Обеспечение теплового режима работы установки**

Основное отличие предлагаемого гибридного накопителя от ранее разработанных и прошедших летную квалификацию приборов заключается в том, что унифицированные по механическому и электрическому интерфейсу блоки крепятся друг к другу в единую конструкцию, а не устанавливаются на дополнительные кронштейны. При этом блоки имеют взаимоувязанные габариты, чтобы при креплении друг к другу обеспечивать необходимый зазор между ЭРИ блоков и образовывать внешний контур без дополнительных конструктивных деталей. Данное решение позволит значительно уменьшить общую массу установки за счет исключения лишних конструктивных деталей.

Обеспечение оптимального теплового режима является одним из определяющих факторов при проектировании бортовой РЭА космических аппаратов негерметичного исполнения. Для этого необходимо уменьшение теплового сопротивления от каждого ЭРИ до термостабилизированной поверхности, необходимо уменьшение плотности теплового потока.

Уменьшение теплового сопротивления от ЭРИ до посадочной поверхности прибора достигается за счет применения теплопроводящих клеев, паст, медных полигонов в конструкции печатных плат, металлического

основания несущих рамок, а также применения контурных тепловых труб или гипертеплопроводящих секций (ГТПС) в составе каждого блока установки.

На рисунке 3.10 представлена контурная тепловая труба (КТТ). Данное устройство состоит из испарителя и конденсатора, соединённых отдельными гидравлическими трактами для транспортирования жидкого и парообразного теплоносителя от зоны испарения к зоне конденсации, что позволяет увеличить длину гидротракта. Тепло от прибора подводится к испарителю, который одновременно является и капиллярным насосом. Внутри испарителя имеется капиллярная структура, гидравлически связанная с гидроаккумулятором. Внутри гидроаккумулятора всегда имеется теплоноситель в жидкой фазе, поэтому капиллярная структура испарителя заполнена жидкостью. При испарении в капиллярном насосе теплоноситель в виде пара вытесняется в ведущий к конденсатору паропровод за счёт капиллярных сил. После конденсации теплоноситель возвращается в гидроаккумулятор, внутри которого теплоноситель находится как в жидкой, так и в газообразной фазе.



Рисунок 3.10 – Контурная тепловая труба

Принцип функционирования ГТПС заключается в использовании микротепловых труб, сформированных в пористом металлическом основании и заполненных теплоносителем.

Основной функцией ГТПС является съём тепла от ЭРИ, выравнивание температурного поля и транспортирование тепла от зоны испарения к зоне конденсации с обеспечением циркуляции теплоносителя.

Тепловой поток, подводимый к зоне испарения ГТПС от ЭРИ, вызывает испарение теплоносителя, находящегося в ГТПС. Испаренная жидкость в виде пара под действием градиента давления перемещается по паровым каналам в зону конденсации. При сбросе тепла через конденсатор во внешнюю среду, пар в зоне охлаждения конденсируется и в виде жидкости попадает во влаготранспортный канал, а также в капиллярные щели и под действием капиллярных сил возвращается в зону испарения.

ГТПС состоит из двух функциональных частей: испарителя 1 и конденсатора 2. Структурная схема ГТПС приведена на рисунке 3.11.



Рисунок 3.11 – Структурная схема ГТПС

### **3.6 Выводы по главе 3**

1 Представлена конструктивно-компоновочная схема автономного источника бесперебойного питания для повышения энергетической эффективности системы электропитания перспективных КА.

2 Предложена методика математической модели гибридного накопителя энергии.

3 Расчёты показывают, что электрические и центробежные силы, действующие на ионы в электролите соизмеримы, поэтому при конструировании энергетической установки АБ нужно располагать так, чтобы направления действия вышеназванных сил совпадали.

4 Под действием центробежных сил в электролите происходит поляризация, что позволит пополнять запасы электрической энергии на борту КА.

### **ЗАКЛЮЧЕНИЕ**

В результате работы над магистерской диссертацией все поставленные задачи выполнены:

1 исследованы основные схемы энергетических установок СЭП КА;

2 проведен анализ основных типов источников и накопителей электроэнергии, используемых в СЭП КА;

3 разработана принципиальная схема и математическая модель автономного источника бесперебойного питания постоянного тока, применяемого для обеспечения пикового потребления энергии в составе СЭП КА.

Из анализа параметров различных типов накопителей и источников энергии на борту КА видно, что разработчики стремятся к уменьшению общей массы системы электропитания за счет уменьшения массы БС и АБ, а также поиска новых конструктивных и технических решений в плане



усовершенствования элементов СЭП КА и поиска максимально эффективных и надежных материалов. По результатам анализа разработана принципиальная схема гибридного накопителя энергии, применяемого для обеспечения пикового потребления энергии в составе СЭП КА и определены основные энерго-массовые характеристики установки. В приложении А представлен общий вид автономного источника бесперебойного питания. В приложении Б представлен общий вид корпуса, в который устанавливается комплект АБ.

В ходе выполнения расчетной части предложена математическая модель автономного источника бесперебойного питания, при этом методика расчета мощности составных элементов выполняется по известным формулам.

Практическая значимость заключается в применении модели автономного источника бесперебойного питания для разработки испытательного мобильного стенда, обладающего повышенными энерго-массовыми характеристиками.

## СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

АБ – аккумуляторная батарея;  
ИСЗ – искусственный спутник Земли;  
КА – космический аппарат;  
БС – батарея солнечная;  
ГО – головной обтекатель;  
ГСО – геостационарная орбита;  
ЗУ – зарядное устройство;  
КА – космический аппарат;  
ККС – конструктивно-компоновочная схема;  
ЛИА – литий-ионный аккумулятор;  
Н – нагрузка;  
МПН – модуль полезной нагрузки;  
МСС – модуль служебных систем;  
РКТ – ракетно-космическая техника;  
РН – регулятор напряжения;  
РУ – разрядное устройство;  
САС – срок активного существования;  
СОС – система ориентации и стабилизации;  
СТР – система терморегулирования;  
СЭП – система электропитания.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

- 1 Соустин, Б.П. Системы электропитания космических аппаратов / Б.П. Соустин, В.И. Иванчура, А.И. Чернышев, Ш.Н. Исляев. – Новосибирск : Наука, 1994. – 318 с.
- 2 Худяков, С. А. Космические энергоустановки / С. А. Худяков. - Москва : Знание, 1984. - 235 с.
- 3 Шинброт, С. Объединенная энергетическая система для пилотируемого космического корабля : пер. с англ. / С. Шинброт, Дж. Котти // Вопросы космич. энергетики / под ред. А. А. Куландина, С. В. Тимашева. - Москва : Мир, 1971. - С. 36-58.
- 4 Чеботарев, В.Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие / В.Е. Чеботарев, В.Е. Косенко ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2011. – 488 с.
- 5 Белан, Н.В. Бортовые энергосистемы космических аппаратов на основе солнечных и химических батарей. Ч. 1 / Н.В. Белан, К.В. Безручко, В.Б. Елисеев, В.В. Ковалевский, В.А. Летин, В.П. Постаногов, А.Н. Федоровский. – Учеб. Пособие. - Харьков : ХАИ, 1992. - 191 с.
- 6 Туманов, А.В. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов : учеб. пособие / А.В. Туманов, В.В. Зеленцов, Г.А. Щеглов. – Москва : Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. – 344 с.
- 7 Квасников, Л.А. Теория и расчет энергосиловых установок космических летательных аппаратов / Л.А. Квасников, Л.А. Латышев, Н.Н. Пономарев-Степной, Д.Д. Севрук, В.Б. Тихонов. – Изд. второе, перераб. и доп. – Москва: Изд-во МАИ, 2001. – 480 с.
- 8 Паничкин, Н.И. Конструкция и проектирование космических летательных аппаратов / Н.И. Паничкин, Ю.В. Слепушкин, В.П. Шинкин, Н.А. Яцынин. – Москва : Машиностроение, 1986. – 344 с.
- 9 Гуцин, В.Н. Основы устройства космических аппаратов / В.Н. Гуцин. – Учебник для вузов. – Москва : Машиностроение, 2003. – 272 с.

10 Кудряшов, В.С. Современное состояние и перспективы развития бортовых СЭП связанных ИСЗ / В.С. Кудряшов, В.В. Хартов // Электронные и электромеханические системы и устройства: сб. науч. трудов НПЦ «Полюс». – Томск: МГП «РАСКО» при издательстве «Радио и связь», 2001. – С. 17–27.

11 Нариманов, Е.А. Космические солнечные электростанции / Е.А. Нариманов. – Москва : Знание, 1991. – 267 с.

12 Лукьяненко, М.В. Источники энергии систем электроснабжения космических аппаратов : моногр. / М.В. Лукьяненко, М.М. Лукьяненко, А.Н. Ловчиков, А.Б. Базилевский ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2008. – 176 с.

13 Скребушевский, Б.С. Космические энергетические установки с преобразованием солнечной батареи / Б.С. Скребушевский. – Москва : Машиностроение, 1992. – 224 с.

14 Козлов, Д.И. Конструирование автоматических космических аппаратов / Д.И. Козлов, Г.П. Аншаков, В.Ф. Агарков / под ред. Д.И. Козлова. – Москва : Машиностроение, 1996. – 448 с.

15 Петровичев, М.А. Система энергоснабжения бортового комплекса космических аппаратов / М.А. Петровичев, А.С. Гуртов. – Учеб. пособие. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 88 с.

16 Серебряков, В.Н. Основы проектирования систем жизнеобеспечения экипажа космических летательных аппаратов / В.Н. Серебряков. – Москва : Машиностроение, 1983. – 160 с.

17 Ванка, В.А. Космические энергосистемы / В.А. Ванка, Л.В. Песков, А.В. Лукьянов. – Москва : Машиностроение, 1990. – 325 с.

18 Вышков, Ю. Д. Применение суперконденсаторов в системах пуска авиационных двигателей / Ю.Д. Вышков, С.Б. Резников // Вестник Московского авиационного института. – 2017. – Т. 24, № 3. – С. 127–133.

19 Фильштих, В. Топливные элементы / В. Фильштих. – Москва : Мир, 1968. – 271 с.

20 Бурштейн, А.И. Физические основы расчета полупроводниковых

термоэлектрических устройств / А.И. Бурштейн. – Москва : Физматгиз, 1962. – 271 с.

21 Физические основы термоэмиссионного преобразования энергии / под ред. И.П. Стаханова. – Москва : Атомиздат, 1973. – 195 с.

22 Нижниковский, Е.А. Химические источники автономного электропитания радиоэлектронной аппаратуры / Е.А. Нижниковский. – Москва: Издательство МЭИ, 2004. – 228 с.

23 Бут, Д.А. Накопители энергии : учеб. пособие для вузов / Д.А. Бут, Б.Л. Алиевский, С.Р. Мизюрин, П.В. Васюкевич и др. – Москва : Энергоатомиздат, 1991. – 400 с.

24 Грузков, С.А. Электрооборудование летательных аппаратов: учебник для вузов. Том 1. Системы электроснабжения летательных аппаратов / С.А. Грузков, С.Ю. Останин, А.М. Сугробов, А.Б. Токарев. – Москва : Издательство МЭИ, 2005. – 568 с.

25 Хрусталева, Д.А. Аккумуляторы / Д.А. Хрусталева. – Москва : Изумруд, 2003. – 224 с.

26 Скундин, А.М. Современное состояние и перспективы развития исследований литиевых аккумуляторов / А.М. Скундин, О.Н. Ефимов, О.В. Ярмоленко // Успехи химии. – 2002. – №71(4). – С. 378-398.

27 Надараиа, Ц.Г. Автономный комплекс с комбинированным накопителем энергии для наземной эксплуатации КА / Ц.Г. Надараиа, И.Я. Шестаков, А.А. Фадеев, К.Н. Виноградов // Решетневские чтения [Электронный ресурс] : материалы XXI Междунар. науч. практ. конф., посвящ. памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева (08–11 нояб. 2017, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова. – Электрон. текстовые дан. (1 файл: 24,75 МБ). – Систем. требования : Internet Explorer; Acrobat Reader 7.0 (или аналогичный продукт для чтения файлов формата .pdf) ; СибГУ им. М. Ф. Решетнева. – Красноярск, 2017. Ч. 1. – Режим доступа: <https://reshetnev.sibsau.ru/page/materialy-konferentsii>. – Загл. с экрана. – С. 300-301.

28 Виноградов, К.Н. Гибридный накопитель для энергообеспечения автономных роботов / К.Н. Виноградов, И.Я. Шестаков, Ц.Г. Надараиа // Робототехника и искусственный интеллект: материалы IX Всероссийской научно-технической конференции с международным участием (г. Железногорск, 2 декабря 2017 г.) / под науч. ред. В.А. Углева. – Электрон. дан. (7 Мб). – Красноярск: ЛИТЕРА-принт, 2017. – С. 8-13.

29 Виноградов, К.Н. Источник бесперебойного питания для энергообеспечения лунной станции / К.Н. Виноградов, И.Я. Шестаков, А.А. Фадеев, Ц.Г. Надараиа // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы IV Междунар. науч.-практ. конф., посвящ. Дню космонавтики (9-13 апреля 2018, г. Красноярск) – С. 373-375.

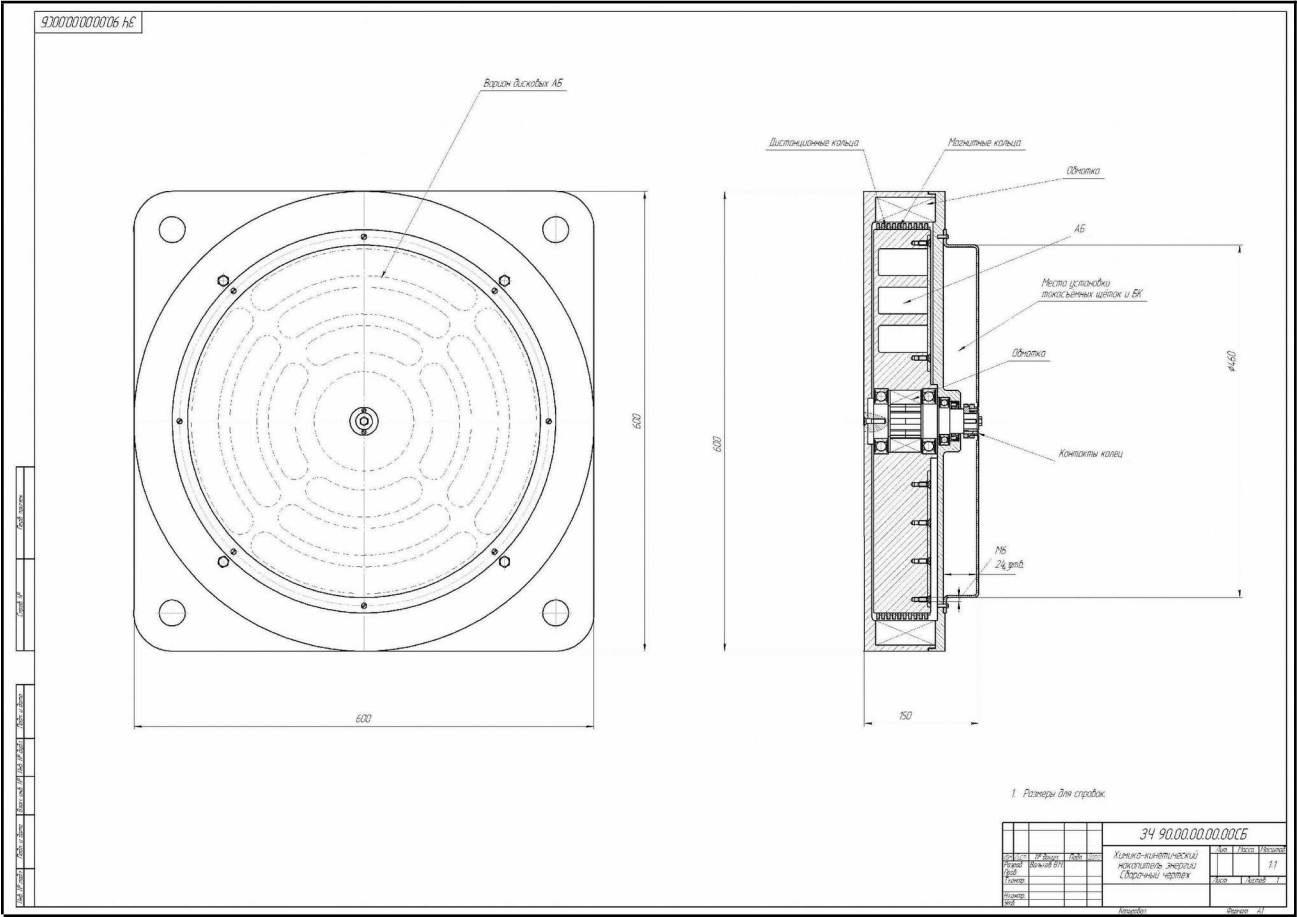
30 Надараиа, Ц.Г. Химико-кинетический накопитель энергии / Ц.Г. Надараиа, Л.А. Бабкина, И.Я. Шестаков, А.А. Фадеев // Вестник СибГАУ. - 2014. - №2 (54). - С. 56-61.

31 Зиновьев, Г.С. Основы силовой электроники / Г.С. Зиновьев. – Изд. 2-е, испр. и доп. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2003. – 664 с.

32 Коровин, Н.В. Химические источники тока: Справочник / Н.В. Коровин, А.М. Скундин. – Москва : МЭИ, 2003. - 740 с.

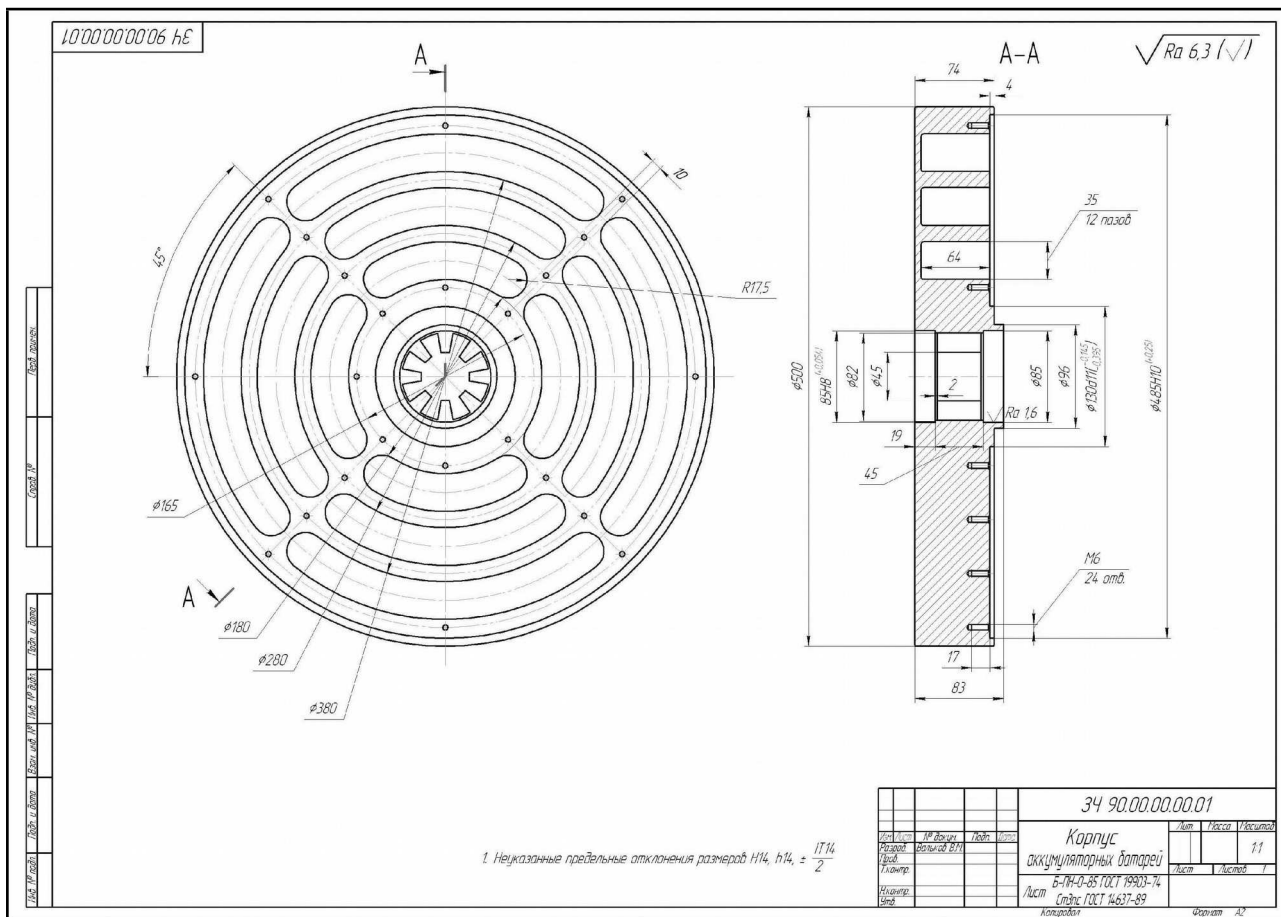
ПРИЛОЖЕНИЕ А

Общий вид автономного источника бесперебойного питания



## ПРИЛОЖЕНИЕ Б

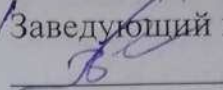
### Общий вид корпуса





Федеральное государственное автономное  
образовательное учреждение  
высшего образования  
«СИБИРСКИЙ ФЕДЕРАЛЬНЫЙ УНИВЕРСИТЕТ»  
Институт космических и информационных технологий  
институт

Межинститутская базовая кафедра  
«Прикладная физика и космические технологии»  
кафедра

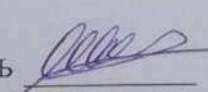
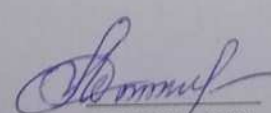
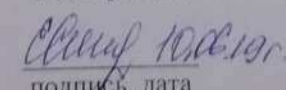
УТВЕРЖДАЮ  
Заведующий кафедрой  
 В.Е. Косенко  
подпись инициалы, фамилия  
«25» 06 2019 г.

## МАГИСТЕРСКАЯ ДИССЕРТАЦИЯ

«Разработка автономного источника бесперебойного  
питания постоянного тока»  
тема

27.04.03 «Системный анализ и управление»  
код и наименование направления подготовки

27.04.03.06 «Основы проектирования космических аппаратов»  
код и наименование программы

Научный руководитель	 подпись, дата	Профессор МБК ПФиКТ, д-р техн. наук должность, ученая степень	<u>И.Я. Шестаков</u> инициалы, фамилия
Выпускник	 подпись, дата		<u>К.Н. Виноградов</u> инициалы, фамилия
Рецензент	 подпись, дата	Заведующий кафедры ЛА СибГУ, д-р техн. наук, профессор должность, ученая степень	<u>А.Е. Михеев</u> инициалы, фамилия
Нормоконтролер	 подпись, дата		<u>Е.С. Сидорова</u> инициалы, фамилия

Красноярск 2019 г.